MINISTERE DE L'EQUIPEMENT DES TRANSPORTS ET DU LOGEMENT - INSPECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE ET DE LA METEOROLOGIE - FRANCE



Accident
survenu le 7 novembre 1996
près du Donzeil (23),
au lieu dit "La Naute",
au Cessna 421 C
immatriculé HB-LRX

RAPPORT

h-rx961107

A V E R T I S S E M E N T

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents ou incidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT 2

GLOSSAIRE 5

SYNOPSIS 6

1- RENSEIGNEMENTS DE BASE 7

1.1. Déroulement du vol 7

1.2. Tués et blessés 8

1.3. Dommages à l'aéronef 8

1.4. Autres dommages 8

1.5. Renseignements sur le personnel 8

1.6. Renseignements sur l'aéronef 9
1.6.1. Cellule et moteurs 9
1.6.2. Équipements et aménagement de la cabine 11
1.6.3. Entretien 12
1.6.4. Masse et centrage 12
1.6.5. Calcul des performances 14

1.7. Renseignements météorologiques 15
1.7.1. Situation générale 15
1.7.2. Conditions prévues sur les aérodromes environnants 15
1.7.3. Renseignements pris par le pilote avant le vol 16
1.7.4. Informations météorologiques reçues en vol 16
1.7.5. Conditions rencontrées sur le trajet 16
1.7.6. Conditions estimées sur le lieu de l'accident 16

1.8. Aides à la navigation 17

1.9. Télécommunications 17
1.9.1. Radio communications 17
1.9.2. Enregistrements radar 19

1.10. Renseignements sur l'aérodrome 21

1.11. Enregistreurs de bord 21

1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact 21
1.12.1. Configuration du site de l'accident 21
1.12.2. Examen de l'épave 22
1.12.3. Orientation des traces au sol 24

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques 26

1.14. Incendie **26**

1.15. Questions relatives à la survie des occupants **26**

1.16. Essais et recherches **26**
1.16.1. Examen des groupes motopropulseurs 26
1.16.2. Dispositions réglementaires relatives aux inspections de vilebrequins 31
1.16.3. Recherches d'autres cas de rupture de vilebrequin 33
1.16.4. Fonctionnement de la régulation hélice 34
1.16.5. Procédures d'urgence panne moteur du manuel Cessna 421 35

1.17. Renseignements sur les organismes et la gestion **37**
1.17.1. Renseignements sur l'exploitant. 37
1.17.2. Conditions d'admission du Cessna 421 en exploitation commerciale 37
1.17.3. Contexte et nature du vol 37

1.18. Renseignements supplémentaires **38**
1.18.1. Témoignages de personnes proches du lieu de l'accident 38
1.18.2. Positions relatives des aérodromes de déroutement possible 39
1.18.3. Déroulement et organisation des recherches et des secours 41

2 - ANALYSE **43**

2.1. Préparation du vol **43**

2.2. Les performances observées lors de la montée **43**

2.3. Analyse de la défaillance technique **45**
2.3.1. La rupture du vilebrequin 45
2.3.2. L'entretien des vilebrequins 45
2.3.3. Scénarios de la panne du moteur droit 46

2.4. La conduite du vol après la panne du moteur droit **47**

2.5. L'accident **49**

2.6. Analyse du comportement du pilote **49**

2.7. Analyse du contexte de l'exploitation **50**

3 - CONCLUSIONS **51**

3.1. Faits établis par l'enquête **51**

3.2. Cause probable **51**

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE **52**

LISTE DES ANNEXES **54**

Glossaire

AAIB	Air Accidents Investigation Branch (Royaume Uni)
AD	Airworthiness Directive – Consigne de navigabilité
ADN	Acide désoxyribonucléique
AFIS	Aerodrome Flight Information Service
CCS	Centre de coordination sauvetage
CRNA	Centre régional de la navigation aérienne
DGAC	Direction générale de l'aviation civile
DME	Dispositif de mesure de distance
FAA	Federal Aviation Administration (Etats-Unis)
FL	Flight level - Niveau de vol
ft	Pied(s) - Feet
GPS	Système de positionnement par satellite
GSAC	Groupement pour la sécurité de l'aviation civile
HPa	Hectopascal
IFCS	Integrated Flight Control System – Système intégré de pilotage
IFR	Règles de vol aux instruments
ILS	Système d'atterrissage aux instruments
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Airworthiness Requirements – Code de navigabilité commun
kt	Nœuds
MAC	Corde aérodynamique moyenne
METAR	Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique
MHz	MégaHertz
NM	Mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board (Etats-Unis)
OFAC	Office fédéral de l'aviation civile (Suisse)
QFU	Orientation magnétique de la piste
QNH	Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome
RN	Route nationale
SB	Bulletin Service - Service bulletin
TAF	Terminal Aerodrome Forecast – Message de prévision d'aérodrome
TCM	Teledyne Continental Motors
UTC	Temps universel coordonné
VAR	Vacuum Arc Remelt
VFR	Règles de vol à vue
VMC	Conditions météorologiques de vol à vue
VMCA	Vitesse minimale de contrôle air
VOR	Radiophare omnidirectionnel

SYNOPSIS

Date de l'accident
Jeudi 7 novembre 1996 à 9 h 29[1].

Lieu de l'accident
Champ au nord-est de la commune du Donzeil (23). Lieu dit "La Naute".

Nature du vol
Voyage privé sous plan de vol IFR.

Aéronef
Cessna 421 C Golden Eagle immatriculé HB-LRX.

Propriétaires
Jetcom S.A. et Garchel S.A. Genève (Suisse).

Exploitant
Jetcom S.A.

Personnes à bord
1 pilote,
7 passagers.

Résumé

L'avion décolle de l'aéroport de Genève Cointrin à destination de Bordeaux Mérignac à 7 h 42 et atteint le niveau de croisière 200 à 8 h 24. A 9 h 03, alors que la descente vient de débuter, le pilote signale la panne d'un moteur. Il décide de poursuivre sa route jusqu'à destination. Il indique ultérieurement au contrôle aérien qu'il ne peut pas caler une hélice en drapeau. L'avion continue à descendre. A 9 h 29, il s'écrase dans un champ et prend feu.

Conséquences

	Personnes			Matériel	Tiers
	Tués	Blessés	Indemnes		
Equipage	1			Détruit	-
Passagers	7	-	-		

[1] Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure légale en vigueur en France métropolitaine le jour de l'accident.

1- RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

Le jeudi 7 novembre 1996, à 7 h 42, le Cessna 421 C immatriculé HB-LRX décolle de l'aéroport de Genève Cointrin à destination de Bordeaux Mérignac avec un pilote et sept passagers à bord. Le plan de vol, transmis la veille par le pilote, indique qu'il s'agit d'un vol en aviation générale sous régime de vol IFR et que sept personnes sont à bord de l'avion. Il prévoit une route Genève – Chambéry – Lyon – Clermont-Ferrand – Limoges – Bordeaux.

Après le décollage, l'avion est autorisé successivement et sans interruption de la montée aux niveaux de vol 150 vers Chambéry, puis 190 et enfin 200, niveau de croisière prévu dans le plan de vol. L'avion débute la croisière à 8 h 24 en se dirigeant vers Clermont-Ferrand.

A 9 h 00, alors que l'avion se trouve à l'ouest de Clermont-Ferrand, le pilote demande au Centre régional de la navigation aérienne (CRNA) Sud-Ouest à commencer la descente. Trois minutes plus tard, il annonce une panne moteur[2] et dit qu'il doit absolument descendre. Il ajoute qu'il va essayer de remettre en route le moteur en panne à un niveau de vol inférieur.

Dans un premier temps, il poursuit son vol à destination de Bordeaux. Après plusieurs tentatives infructueuses de redémarrage du moteur et une perte d'altitude continue, il s'informe auprès du contrôleur en route de sa distance à l'aérodrome de Limoges afin de s'y dérouter. Il est ensuite transféré à Limoges Approche.

A 9 h 23, il indique au contrôleur de Limoges Approche être "*obligé de continuer à descendre un peu parce que l'hélice est bloquée... On ne peut plus la mettre en drapeau".* Il demande la fréquence de l'ILS de Limoges et de la balise NOL (repère d'approche initiale). Peu après, il indique qu'il a de la peine à tenir l'altitude de sécurité de 4 000 pieds puis 3 500 pieds.

A partir de 9 h 25, des témoins, situés dans le bourg de Saint-Sulpice des Champs, voient l'avion voler suivant une route sud-nord à basse hauteur et avec une hélice arrêtée.

A 9 h 26, le pilote informe le contrôleur qu'il a la vue du sol mais qu'il "*ne pense pas pouvoir passer par-là*" et demande s'il y a encore contact radar. Le contrôleur lui répond par la négative. La dernière altitude radar enregistrée à 9 h 25 min 57 s est de 2 900 pieds.

A 9 h 27 au cours du dernier contact radio, le pilote annonce qu'il est au cap 350, au-dessous du relief et de la couche nuageuse et qu'il arrive à tenir tout juste 2 500 pieds QNH. Il ajoute qu'il essaie de rejoindre Limoges situé à trente-six milles marins.

---

[2] L'enquête a établi qu'il s'agissait du moteur droit

Un témoin situé à un kilomètre du lieu de l'accident voit l'avion bifurquer vers l'est et prendre une inclinaison de 30 degrés à droite.

A 9 h 29, l'avion s'écrase dans un champ de la commune du Donzeil, au lieu-dit "La Naute". Il prend feu immédiatement après l'impact avec le sol. Les huit personnes à bord sont tuées.

A partir de 9 h 30, de nombreux habitants du hameau de la Roche alertent les services de secours locaux, en particulier la brigade des sapeurs-pompiers d'Ahun.

L'épave est retrouvée à une altitude topographique de 515 m (1 690 pieds) à trente-cinq milles marins (65 km) à un relèvement de vingt degrés de l'aérodrome de Limoges.

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	1	7	-
Graves	-	-	-
Légères/Aucune	-	-	-

1.3. Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit par l'accident et l'incendie qui en a résulté.

1.4. Autres dommages

Aucun autre dommage n'a été constaté.

1.5. Renseignements sur le personnel

Le pilote

- Homme de nationalité suisse, âgé de 45 ans.
- Directeur de la société suisse Jetcom S.A.
- Titulaire de la licence de pilote de ligne n° 18128 délivrée par la Suisse et valide jusqu'au 20 décembre 1996.
- Dernière visite médicale (test audio métrique) effectuée le 22 mai 1996 par un médecin agréé par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) suisse. Déclaré apte sans restriction au vol aux instruments.
- Dernier vol de contrôle IFR en tant que commandant de bord le 15 novembre 1995 sur un Falcon 20.

- Instructeur pilote privé avion, vol aux instruments, pilote de ligne et pilote examinateur de l'OFAC pour le vol aux instruments.
- Titulaire de qualifications de type sur Falcon 20, 50, 90 et Cessna 500, 501, 550, 551 et 600. Le pilote n'est pas titulaire d'une qualification de type Cessna 421 à proprement parler, la qualification M57 qu'il possède lui permettant de piloter tout avion multi moteurs et mono pilote dont la masse maximale au décollage est inférieure à 5 700 kg.

Le carnet de vol du pilote a été détruit dans l'accident. Cependant, son activité sur le Cessna 421 C HB-LRX est consignée dans les registres de la société Jetcom S.A. En particulier, il est établi qu'il utilisait l'avion en tant qu'instructeur pour des vols IFR. Entre le 8 août 1992 et le 5 novembre 1996, il a effectué sur le HB-LRX 113 h 04 dont 57 h 30 en tant qu'instructeur.

Au cours des trois mois précédant l'accident, le pilote a volé 7 h 40 sur le HB-LRX dont 6 h 10 en tant qu'instructeur, principalement entre Genève et Grenoble.

Par ailleurs, son expérience totale connue est de 7 047 heures de vol à la date du 20 juin 1996 dont environ deux cents dans les six derniers mois sur tous types d'avion.

<u>Les passagers</u>

Les passagers n'avaient pas de compétence de pilotage connue.

1.6. Renseignements sur l'aéronef

1.6.1. Cellule et moteurs

Le Cessna 421 C Golden Eagle est un avion bimoteur à ailes basses et à train rentrant tricycle. Il est équipé de deux moteurs à pistons turbocompressés et possède une cabine pressurisée.



Le carnet de route de l'avion a été détruit dans l'accident. Les livrets cellule, moteurs et hélices fournissent les renseignements suivants :

- l'avion a été importé en 1992 des Etats-Unis avec le certificat de navigabilité pour l'exportation n° E260298 délivré par la Federal Aviation Administration (FAA) américaine ;
- il est arrivé en Suisse le 30 juillet 1992. A cette date, l'avion comptait 2 127 h de vol. Il était alors équipé de deux moteurs Teledyne Continental Motors (TCM) GTSIO-520, à gauche du moteur de numéro de série 227872 R (rebuilt) de type 520-L et à droite du moteur de numéro de série 606887 de type 520-MCL ;
- l'avion a été acheté par la société Jetcom S.A. 1995.

Cellule

- Constructeur : CESSNA AIRCRAFT COMPANY.
- Type : CE 421C2.
- N° de série : 421C02172.
- Année de fabrication : 1976.
- Certificat de navigabilité n° 1 délivré par l'OFAC le 6 octobre 1995.
- Champ d'utilisation dans l'exploitation non commerciale : VFR de jour pour vol privé, VFR de nuit pour vol privé, IFR Cat.I pour vol privé.
- Mise en service en Suisse : 6 octobre 1995.
- Temps de vol total : le dernier relevé connu en date du 4 novembre 1996 est de 2 488,55 heures.
- Temps de vol total à la date de la dernière visite périodique le 4 août 1996 : 2 476,45 heures.

Antécédent : le 4 janvier 1993 à Cannes, l'avion au roulage heurte une balise et l'hélice gauche touche le sol. Le moteur ainsi que l'hélice sont déposés et remplacés.

Moteurs

- Constructeur : TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS.
- Type : GTSIO-520.
- Puissance maximale : 375 CV à un régime hélice de 2 235 tours par minute et à une pression d'admission de 39 pouces de mercure.
- gauche
  - Numéro de série : 241178.
  - Temps de vol total à la date du 14 août 1996 : 1 951,25 heures.
  - Temps de vol à la date du 14 août 1996 depuis révision générale : 325,25 heures.

Ce moteur avait été importé des Etats-Unis avec le certificat de navigabilité pour exportation n° E283074 en date du 25 mars 1993 après révision générale chez Mid-States Aircraft Engines. Il avait été monté sur avion par France Aviation à Cannes le 19 avril 1993. Il totalisait 1 625,80 h depuis neuf.

- droit
  - Numéro de série : 606887.
  - Temps de vol total à la date du 14 août 1996 : 2 490,05 heures.
  - Temps de vol à la date du 14 août 1996 depuis révision générale : 912,45 heures.

Ce moteur, fabriqué en février 1981, avait été livré à Cessna en 27 février 1981 et monté sur l'avion après révision générale en 1986 chez Mid-States Aircraft Engines.

Hélices

- Constructeur : MAC CAULEY.
- Type : hélices tripales métalliques à pas variable et à dispositif de mise en drapeau.
- gauche :
  - Numéro de série : 800351.
  - Modèle : 3FF 32 C501-A.
  - Temps de vol total à la date du 14 août 1996 : 2 476,45 heures.
  - Heures de vol totales depuis révision générale à la date du 14 août 1996 : 349,25 heures.
    Après l'incident du 4 janvier 1993, l'hélice gauche de numéro de série 766002 avait été déposée et remplacée par celle numérotée 800351. Le changement d'hélice figure dans le carnet de l'avion. Par contre, le livret de l'hélice associé à l'avion est resté celui de l'hélice 766002. En outre, à partir du 15 juillet 1994, le temps de fonctionnement reporté reprend celui de l'hélice du moteur droit.
- droite :
  - Numéro de série : 766621.
  - Modèle : 3FF 32 C501-A.
  - Temps de vol total à la date du 24 mai 1996 : 2 452,40 heures.
  - Temps de vol total depuis révision générale à la date du 24 mai 1996 : 325,20 heures.
    L'hélice avait été révisée chez Hoffmann en Allemagne en juin 1992. Elle avait été installée sur le HB-LRX le 15 juillet 1994.

1.6.2. Équipements et aménagement de la cabine

D'une capacité de huit places, l'avion était équipé pour le vol aux instruments. Il possédait un pilote automatique BENDIX FCS-810 et d'un GPS. Ce GPS de type Trimble TNL 200A, couplé au pilote automatique, avait été installé en novembre1992 lors d'une modification des instruments et de l'avionique de bord.

L'avion n'était pas équipé d'un accumulateur de dévirage d'hélice (optionnel).

Il faut noter que l'avion était pourvu de deux réservoirs d'aile d'une capacité totale de 213,4 gallons américains et d'un réservoir supplémentaire situé dans la soute arrière derrière le moteur gauche de 28,4 gallons. La quantité totale de carburant utilisable est de 234 gallons (886 litres).

1.6.3. Entretien

L'entretien était effectué depuis le mois d'août 1995 par la société Jetcom S.A. France, basée sur l'aéroport d'Annecy Meythet et filiale de Jetcom S.A., suivant le programme d'entretien approuvé par l'OFAC. La société Jetcom S.A. France est titulaire de l'agrément JAR 145 n° F-226, délivré par le GSAC et reconnu par les Etats-Unis. La dernière intervention de maintenance a eu lieu du 21 juin au 4 août 1996. Elle regroupait les visites 100 h, 200 h et la révision annuelle.

1.6.4. Masse et centrage

Calcul de la masse

La masse à vide de l'avion équipé est calculée à 2 450 kg (5 402 livres). Elle diffère légèrement de celle donnée à 2 452 kg (5 406 livres) dans la fiche de pesée du HB-LRX en date du 8 juillet 1992 en raison des modifications apportées aux instruments et à l'avionique de bord en novembre 1992 conduisant au remplacement de certains équipements.

Les données du manuel d'utilisation du Cessna 421 C Golden Eagle indiquent que la masse maximale au décollage est de 3 379 kg (7 450 livres) et la masse maximale à l'atterrissage de 3 265 kg (7 200 livres).

Le chargement calculé prend en compte, pour la détermination de la masse des huit occupants - soit 665 kg, les renseignements fournis par les médecins légistes qui ont procédé à l'examen des corps. La masse des bagages, a priori situés dans le compartiment avant prévu à cet effet, a été arbitrairement fixée à 45 kg (100 livres), en raison du nombre d'occupants de l'avion et de la durée prévue du voyage (trois jours).

La quantité de carburant à bord de l'avion n'est pas connue avec certitude. La capacité totale des réservoirs de carburants est de 241,8 gallons (915,2 litres ou 659 kg calculés avec une densité de 0,72). Il est établi qu'un avitaillement de 240 litres d'essence a été effectué le jour de l'accident avant le départ. Cette quantité de carburant ne permet pas de réaliser le vol Genève - Bordeaux (cf. calcul ci-dessous).

Il faut donc procéder à des hypothèses sur les temps de vol et tenir compte des données forfaitaires (roulage) fournies dans le manuel d'utilisation du Cessna afin d'estimer les quantités de carburant consommées lors des phases suivantes :

❶ démarrage, roulage et décollage : donnée forfaitaire 46 livres,
❷ montée au niveau de vol 200 : 21 minutes soit 105 livres,
❸ croisière (à 1 900 tours par minute de régime hélice et à une pression d'admission de 29 pouces de mercure) : 1 h 05 minutes soit 250 livres,
❹ descente : 18 minutes soit 50 livres,
❺ réserve de route forfaitairement égale à 5 % de la consommation étape : 20 livres,

❻ déroutement vers l'aérodrome de dégagement Bergerac : 30 minutes soit 125 livres,
❼attente : 45 minutes à 45 % puissance soit 125 livres
vent - 30 kt de moyenne en montée : 7 minutes soit 35 livres
vent - 60 kt de moyenne en croisière : 27 minutes soit 102 livres
vent - 30 kt de moyenne en descente : 3,5 minutes soit 10 livres
❽réserve finale : 0 livre.

Le calcul ci-dessus conduit à une quantité minimum de carburant de 868 livres et à 225 minutes (3 h 45) de vol. Cette dernière valeur est compatible avec l'autonomie de trois heures quarante minutes du plan de vol signé du pilote.

Au total, en additionnant la masse à vide de l'avion équipé, la masse de carburant et celle des occupants de l'avion et des bagages, la masse de l'avion au décollage est de 3 550 kg (7 819 livres). Elle dépasse la masse maximum autorisée au décollage de 171 kg (369 livres), soit un excédent relatif de 5 %.

Au moment où le pilote signale la panne moteur, l'avion a effectué la mise en route, le roulage, le décollage, une montée de quarante-deux minutes et une croisière au niveau de vol 200 de quarante minutes. La quantité de carburant délestée peut être estimée à 186 kg (410 livres).

La masse estimée ainsi calculée de l'avion au début de la panne du moteur droit est de 3 364 kg (7 409 livres), c'est-à-dire très proche de la masse maximale au décollage.

Calcul du centrage

La limite arrière du centre de gravité est fixée par le constructeur à 158 pouces (4,01 m) derrière la ligne de référence située à la pointe avant du nez de l'avion. La longueur de la corde aérodynamique moyenne (MAC) est de 63,64 pouces (1,62 m).

Deux calculs de centrage de l'avion au décollage sont établis en raison de l'incertitude de la position occupée par l'un des passagers. Dans le premier cas (a), celui-ci occupe le siège n° 5, dans le second (b) le siège n° 3. Ces calculs sont résumés dans le tableau suivant :

Position	**Masse en livres**		**Moment / 100 en livres pouces**	
Masse à vide de l'avion équipé (calcul)	5 402		8 311 (calcul)	
Pilote et passager avant (n° 2)	360		493	
Passagers n° 3 et 4	(a) 330	(b) 375	(a) 587	(b) 667
Passagers n° 5 et 6	(a) 385	(b) 340	(a) 839	(b) 741
Passager n° 7	190		475	
Passager n° 8	180		470	
Bagages dans le compartiment AV	100		71	
Carburant	868		1 406	
Total	7 815		12 652	12 634
Position du centre de gravité exprimée en pouces	(a) 161,9 (b) 161,7			

Dans les deux cas, la position du centre de gravité au décollage, résultat de la division du moment par la masse, dépasse la limite arrière de centrage fixée à 158 pouces. L'écart relatif représente entre 5,8 et 6 % de la MAC.

Au moment de l'accident, compte tenu du délestage, la position du centre de gravité demeure à161,8 pouces, ce qui représente un écart relatif de 6 %.

1.6.5. Calcul des performances

Les performances utilisées àpartir du paragraphe 1.6.5.2. sont issues du chapitre Performances du manuel d'utilisation du Cessna 421 C Golden Eagle (section 5). Ce manuel est approuvé par la FAA et constitue le manuel de vol.

1.6.5.1. Performances en montée

Les paramètres de conduite habituellement utilisés pour la montée par le pilote du HB-LRX d'après le témoignage d'un de ses élèves sont les suivants : pression d'admission 32 pouces, régime de rotation hélice 1 900 tours par minute. Ils permettent de monter à une vitesse indiquée (air) de 120 kt. Dans les conditions de température du jour (ISA + 7 au FL 200), àla masse maximale au décollage, la montée dure vingt et une minutes.

1.6.5.2. Performances en cas de panne moteur

Performances hélice en drapeau

A la masse maximale de l'avion, àune vitesse de 107 kt (IAS), le plafond pratique monomoteur est de 16 000 pieds dans les conditions du jour (ISA + 7 au FL 200).

A la masse maximale de l'avion, à une vitesse de 104 kt (IAS), toujours dans les conditions du jour, le taux de chute en monomoteur est de 100 ft/min à 20 000 pieds.

Performances hélice en moulinet

Le manuel d'utilisation fournit des données pour estimer la dégradation de performances dans le cas d'une hélice en moulinet. Il faut soustraire, à tous niveaux de vol, une quantité forfaitaire de 400 ft/min aux performances de l'avion en monomoteur avec hélice passée en drapeau.

Pour obtenir le niveau de vol en deçàduquel le palier est possible, on considère le niveau de vol le plus haut auquel l'avion est capable de monter à400 ft/min avec une hélice en drapeau. A ce niveau de vol, si on soustrait la valeur forfaitaire de 400 pieds correspondant de l'hélice en moulinet, on obtient le niveau maximal de palier en moulinet.

Le calcul montre alors qu'un tel niveau n'existe pas dans les conditions de masse et de température du jour. On en déduit donc que l'avion est alors incapable de

tenir le palier avec une hélice en moulinet.

Performances hélice arrêtée

Les performances avec une hélice arrêtée ne sont pas disponibles. En revanche, on peut estimer que la traînée d'une hélice arrêtée est inférieure à celle d'une hélice en moulinet.

1.6.5.3. Vitesses de décrochage et minimale de contrôle dans l'air

Le manuel d'utilisation indique qu'à une masse de 7 450 livres, la vitesse de décrochage en symétrique est de 86 kt indiqués en configuration trains et volets rentrés. La vitesse minimale de contrôle air (V_{mca}) est de 80 kt. Cette vitesse est obtenue à la masse maximale au décollage, au niveau de la mer et dans des conditions de température standard. Elle est indiquée par un arc rouge sur l'anémomètre.

1.7. Renseignements météorologiques

1.7.1. Situation générale

La situation générale le jeudi 7 novembre est caractérisée par la présence d'un secteur chaud actif situé à l'avant d'un front froid axé Niort - Nevers - Nancy se décalant vers le sud-est et passant sur la zone de l'accident vers 12 heures.

1.7.2. Conditions prévues sur les aérodromes environnants

Les messages de prévision TAF en vigueur sont :

- Clermont-Ferrand

LFLC 0700800Z 070918 22015G25KT 9999 SCT025 BKN050 TEMPO 0913 22020G30KT BECMG 1215 8000 -RA SCT015 BKN030 BKN100 BECMG 1518 27010KT 9999 SCT020 BKN 030 =

- Montluçon Guéret

LFBK 070600Z 070715 22015G25KT 9999 -DZ BKN010 BKN050 TEMPO 0913 240020G30KT 4000 RADZ BR BKN005 BKN015 BECMG 1315 25012KT 9999 BKN020 BKN 050

- Limoges

LFBL 0615 22015G25KT 5000 RADZ BKN003 OVC010 TEMPO 0612 22020G35KT 1100 RADZ BR BKN001 OVC003 BECMG 1315 26014KT 9999 BKN013 BKN 040 TEMPO 1315 -SHRA=

LFBL 0918 22015G25KT 1200 BR DZ OVC003 TEMPO 0910 0700 FG DZ BECMG 1012 5000 RABKN010 OVC030 BECMG 1214 30010KT 9999 NSW BKN020 TEMPO 1215 SHRA

- Bordeaux Mérignac

LFBD 070500Z 070615 22012KT 9999 SCT016 BKN040 BECMG 0609 22015G25KT 6000 -DZRA SCT006 BKN015 OVC040 TEMPO 0913 240020G35KT 4000 RA BKN005 OVC013 OVC080 BECMG 1315 27012KT 9999 NSW SCT020 SCT040=

1.7.3. Renseignements pris par le pilote avant le vol

D'après les renseignements recueillis en Suisse, le pilote n'a pas utilisé les moyens d'interrogation disponibles sur l'aérodrome de Genève afin de prendre connaissance des conditions météorologiques prévues sur le trajet. Néanmoins, il n'est pas exclu qu'il ait consulté les services météorologiques grâce à un système d'interrogation télématique installé à son domicile.

1.7.4. Informations météorologiques reçues en vol

Au cours de la descente, le contrôleur du secteur SL/NL de Bordeaux Contrôle fournit les informations météorologiques suivantes au pilote :

- observation de Bordeaux de 9 h 00 : "*vent 220° 12 kt, visibilité supérieure à 10, avec FEW à 3 000 pieds, BROKEN à 9 000. Les températures 17° et 13° le point de rosée. Le QNH est à 1021 et NOSIG" ;*
- les conditions à Limoges : "*..., il y a 7 km de visi, c'est la piste 22, le vent 230°/11 kt et avec rafales à 16 kt et broken à 300 pieds, 1019 le QNH".*

1.7.5. Conditions rencontrées sur le trajet

Les conditions de vent rencontrées en altitude sur le trajet entre Clermont-Ferrand et Limoges estimées par Météo France sont les suivantes : au FL 200, le vent moyen est de secteur ouest d'une vitesse de 65 kt, au niveau de vol 100, le vent est orienté au 270°/280° avec une intensité de 35 kt. La température extérieure est de - 18 °C (ISA + 7) au FL 200.

Les images radar datées de 8 h 30 et 9 h 00 montrent des niveaux de réflectivité associés à des précipitations quasi nulles sur la route de l'avion. Les images satellitales datées de 8 h 30 et 9 h 00 montrent que la température "au sommet des nuages" est égale à + 4 °C sur l'ensemble de la route entre Genève et Limoges. On peut donc en déduire que l'avion n'a pas rencontré de conditions givrantes et qu'au-dessus des basses couches il se trouvait en ciel clair.

1.7.6. Conditions estimées sur le lieu de l'accident

La source de renseignements la plus proche est la station de Lépaud située sur l'aérodrome de Montluçon-Guéret. Cette station est située à une quarantaine de kilomètres du lieu de l'accident à une altitude de 1 362 pieds (410 m). Sur l'aérodrome, le ciel est couvert de stratus dont la base évolue entre 200 et

300 pieds sol (observations de 8 h 00, 9 h 00 et 10 h 00) et dont le sommet est à 1 500 pieds. A partir d'une base située à 2 000 pieds, des strato-cumulus fragmentés s'élèvent jusqu'à 5 000 pieds. De faibles bruines sont observées. La visibilité au sol varie entre trois et quatre kilomètres hors précipitations et diminue entre un et trois kilomètres sous la bruine. Le vent en surface est orienté au secteur sud-ouest entre 200 et 240°. Son intensité varie entre 15 et 20 kt avec des rafales atteignant 35 kt. La température en surface est de 12 °C.

1.8. Aides à la navigation

Sur la route UG22 entre Clermont-Ferrand et Limoges, le pilote avait le VOR-DME CMF en station arrière pour quinze milles marins au moment de l'annonce de la perte de puissance du moteur et le VOR LMG en station avant. On ignore si le pilote avait déjà affiché à bord cette dernière aide.

1.9. Télécommunications

1.9.1. Radio communications

De Genève au dernier contact avec un service de la circulation aérienne, le pilote a communiqué successivement sur les fréquences suivantes :

- Genève Sol, Genève Tour, Genève Départ.
- Marseille Contrôle sur 126.700 et 133.420 MHz.
- Bordeaux Contrôle sur 133.100 MHz et 127.670 MHz.
- Limoges Approche sur 119.200 MHz .

La transcription des radio communications se trouve en annexe 1.

Les éléments remarquables de celles-ci sont les suivants :

A 9 h 00, le pilote demande au contrôleur du secteur F1 du Centre de Contrôle Régional de Bordeaux à commencer la descente.

A 9 h 03, alors que le contrôleur lui demande de remonter au niveau de vol 200, le pilote annonce : "*HRX on a une panne moteur* ; *je dois descendre* ; *il faut absolument qu'on descende*". Le contrôleur lui demande d'afficher le code transpondeur 7 700. Le pilote ajoute qu'il "*va rétablir au* (Note : niveau de vol) *100 si possible pour remettre en route.*"

A 9 h 05, le pilote demande au contrôleur du secteur SL/NL à continuer jusqu'à Bordeaux. Le contrôleur lui suggère de "*faire une route sur Limoges initial et (…) de vous poser à Limoges*". Le pilote lui répond : "*moi ça m'arrange mieux d'aller éventuellement jusqu'à Bordeaux (…) on prend le cap 270 et on est en descente à 500 ft/min, on passe le 160.*"

A 9 h 07, au contrôleur qui lui demande s'il tient le palier sur un moteur et si oui à quel niveau, le pilote lui répond "*on peut tenir un palier à 8 000 pieds sur un moteur.*"

A 9 h 08, le contrôleur lui signale pour information la vitesse sol de 70 kt qu'il lit au radar. Le pilote lui confirme la présence d'un GPS à bord.

A 9 h 11, le contrôleur lui demande s'il a "*essayé de redémarrer le moteur*" *;* le pilote répond : "*oui, on a essayé un coup ; ça ne marchait pas*" et ajoute qu'il est "*en train de voir.*"

Deux minutes après, il accepte une proposition de route directe à destination de Bordeaux puis d'une information sur les conditions météorologiques à Limoges.

A 9 h 15, il demande : "*pouvez-vous me donner le niveau de sécurité ?"* ; le contrôleur lui donne le niveau 70 sans restriction. Peu après, le pilote indique qu'il rentre "*dans une petite couche là*".

A 9 h 17, le contrôleur lui dit : "*vérifier quand même votre vitesse, j'ai des vitesses assez faibles (...) , entre 70 et 100 kt*" et il répond : "*c'est exact, au GPS ça donne 75 kt*."

Peu après, il précise : "*c'est un peu bloqué là, je peux pas redémarrer pour le moment"* et à 9 h 18 informe : "*je peux pas tenir le palier* (Note : FL 75)*, il faudra que je descende quand même. Est-ce que vous pouvez me dire pour Limoges, combien de distance on a pour Limoges ?*" Le contrôleur lui dit "*Limoges c'est à une distance de 38 à 40 NM avec un cap de 270 (…) , pour moi il y a également Ussel qui est à proximité, c'est un terrain un peu plus petit mais je pense qu'il n'y a pas de problème avec un Cessna 421".* Le pilote lui répond *"non, on va essayer d'aller à Limoges*" et il reçoit le code d'identification à quatre lettres de Limoges LFBL.

A 9 h 23, après qu'il a été transféré à la fréquence Limoges Approche, il rapporte qu'il est "*... obligé de continuer à descendre un peu parce que l'hélice est bloquée..., On ne peut plus la mettre en drapeau"*. Il demande et obtient la fréquence de l'ILS de Limoges et de la balise NOL (repère d'approche initiale).

A 9 h 24, il indique : "*j'ai de la peine à tenir les 4 000 pieds, est-ce que vous pouvez me donner une autre altitude s'il vous plaît ?"* Le contrôleur lui demande : *"RX vous pouvez tenir jusqu'au 3 500 pieds QNH ?"*. Le pilote répond : *"RX négatif, pour le moment je n'arrive pas à tenir 3 500 pieds".*

A 9 h 26, le pilote dit : "*RX vue du sol mais je ne pense pas pouvoir passer par-là... est-ce que vous avez encore contact radar sur nous ?*" Le contrôleur répond par la négative.

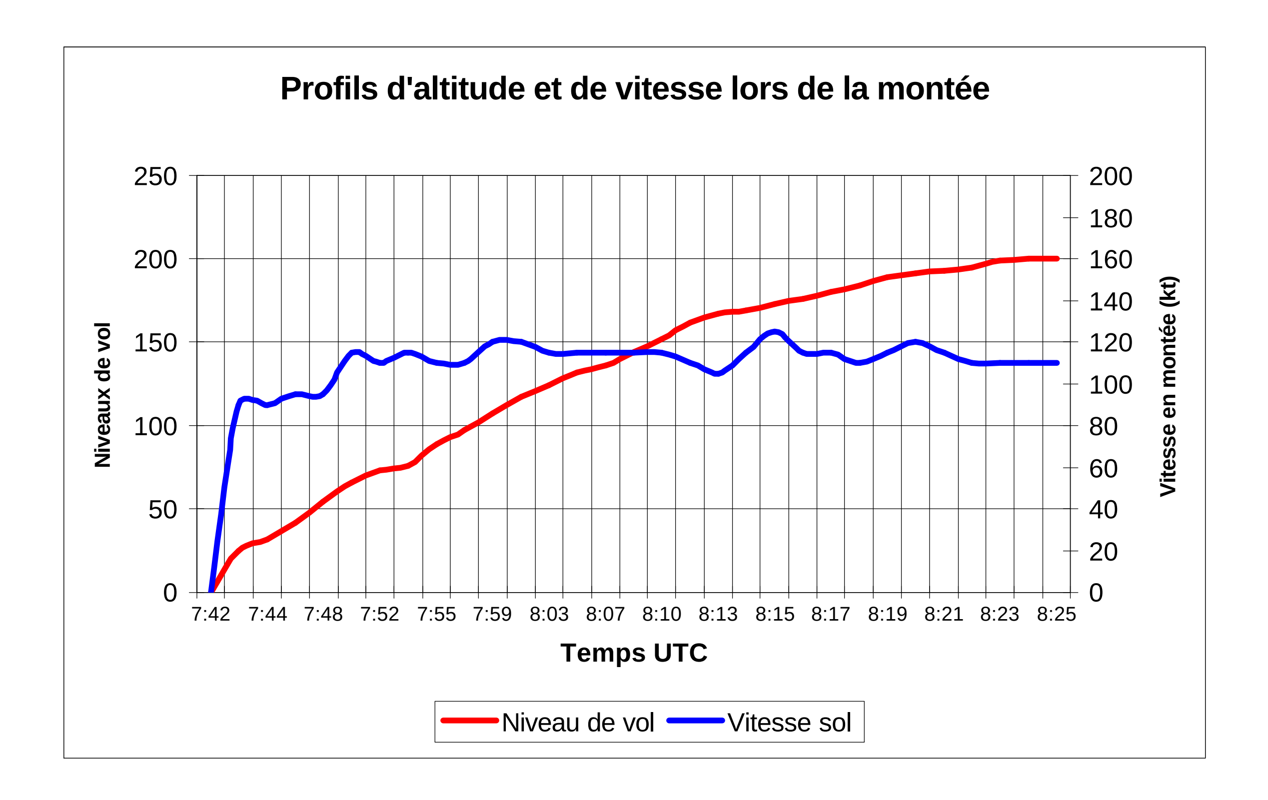
A 9 h 27, le pilote annonce au cours de l’avant dernier contact radio : "*je suis au cap 350 pour passer à... je suis en dessous du relief*. *Là, j’arrive tout juste à tenir 2 500 pieds... et est-ce que vous avez une distance pour Limoges ? J’ai 36 nautiques pour le moment, je vais essayer de rejoindre mais je vous tiens au courant... Je suis au-dessous de la couche".*

Le contrôleur lui indique : "*j’ai eu un dernier contact radar à environ 28 nautiques en route de Limoges et donc là je vérifie aux cartes VFR les obstacles qui sont situés dans votre région à 2 700 pieds au QNH... obstacles max, que je vois donc au nord du lac de Vassivière."*

Le pilote collationne. C’est le dernier contact radio.

1.9.2. Enregistrements radar

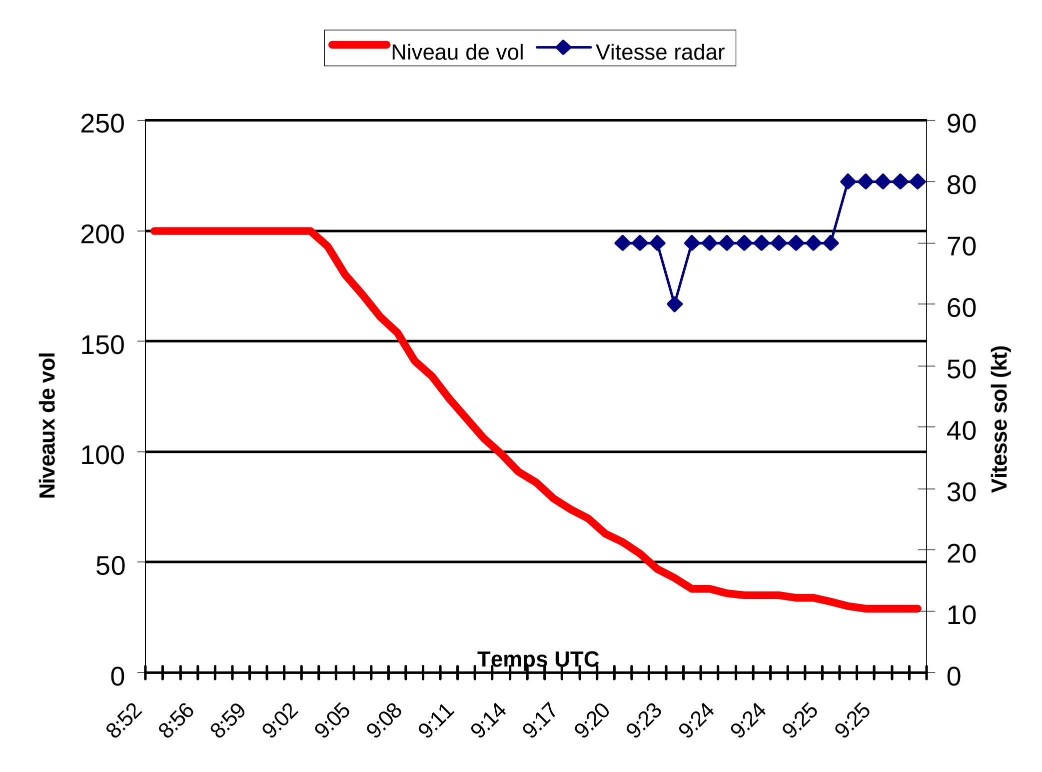
Les données relatives au décollage et à la montée jusqu’au niveau de croisière 200 ont été transmises par le Bureau d’enquêtes sur les accidents d’aviation suisse. Elles permettent de connaître la vitesse sol de l’avion et son taux de montée réel.



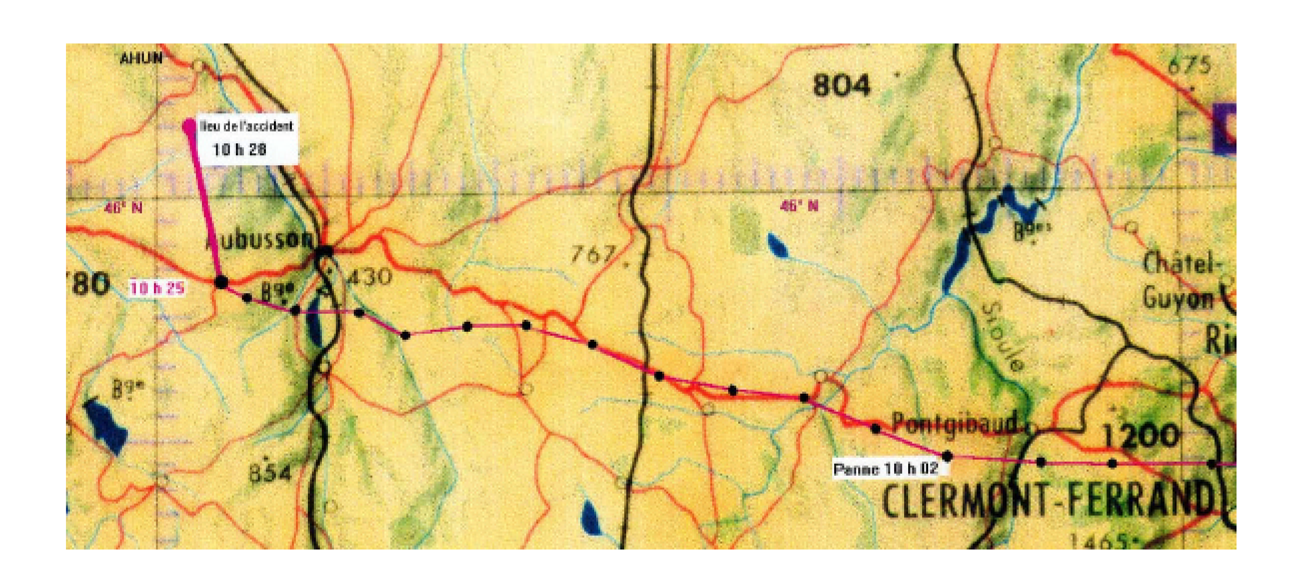
Pour la descente, l’exploitation de l’enregistrement radar permet de suivre l’avion de 8 h 10, avant le premier contact radio avec le premier secteur du CRNA sud-est, jusqu’àla disparition de l’étiquette à9 h 25 min 57 s.

Les informations recueillies ont permis de reconstituer :

- sa trajectoire verticale grâce àl’alticodeur et son profil de vitesse sol ;



- sa trajectoire horizontale, sur laquelle on constate une altération de cap en direction du Nord dans les dernières minutes du vol.



1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11. Enregistreurs de bord

La réglementation n’impose pas l’emport d’enregistreurs de vol pour les avions de ce type. Le HB-LRX n’en était pas équipé.

1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1. Configuration du site de l’accident

L'épave de l’avion se trouve dans un champ du lieu-dit "La Naute" situé au nord-est de la commune du Donzeil. Le lieu-dit est constitué de parcelles de terrain environnées de reliefs qui culminent à580 m et dont l’altitude moyenne est de 500 mètres. L’altitude relevée de l’épave est de 515 mètres (1 690 pieds).



L'épave est orientée au sud-ouest/nord-est et est entourée à l'ouest, à l'est et au sud de rangées d'arbres. Aucun arbre ne porte de trace de contact avec l'avion.

Trois cratères sont visibles dans le sol meuble constitué de terre et de tourbe :

- le premier contient une partie de l'aile droite, le moteur et l'hélice droits. Il est long de 1,90 m, large de 1,50 m et profond de 0,75 mètre ;
- le deuxième, profond d'un mètre, contient le nez de l’avion et une partie de la cabine ;
- le troisième, profond de 0,70 à0,80 m, contient le moteur et l'hélice gauches.



1.12.2. Examen de l’épave

L'ensemble de la cellule et des moteurs est rassemblé à l’intérieur d’une surface dont les dimensions sont comparables à celles de l’avion.



La cellule est disloquée : la cabine est couchée sur le côté gauche après avoir pivoté de 90 degrés, la porte située à l’arrière gauche du fuselage est fermée, bloquée contre le sol. L’empennage vertical, les empennages horizontaux et la gouverne de profondeur sont séparés du reste de la cellule et ont pivoté à gauche de 90 degrés par rapport à la cabine.

Poste de pilotage et fuselage

La cabine a entièrement brûlé jusqu’aux empennages horizontaux et verticaux. Le poste de pilotage, les commandes et documents de bord ont été détruits par l’incendie. La montre de bord est arrêtée à 9 h 50 et le gyroscope directionnel indique une valeur de 220°.

Éléments mobiles de l'avion

Tous les éléments mobiles de l'avion ont été retrouvés. Il n'y a pas de rupture dans leurs chaînes de commandes. Il n'a pas été possible de déterminer la position des volets. Le train d'atterrissage est rentré.

L'observation de la position des gouvernes après l'impact donne les résultats suivants :

- la gouverne de profondeur et le compensateur droits ont une position respectivement à cabrer et à piquer ;
- la gouverne de profondeur et le compensateur gauches ont une position à cabrer ;
- la gouverne de direction est braquée vers la droite ;
- le compensateur de direction est braqué en butée à gauche.



En raison du braquage en butée gauche du compensateur de direction, ce dernier a fait l'objet d'un examen complémentaire afin de déterminer le sens du braquage avant l'impact. Les deux câbles de commande de la chaîne d'attaque du vérin mécanique du compensateur sont rompus en traction statique. Le maillon d'attache du brin côté droit est en butée sur le pignon denté. La chaîne de compensation est déroulée du côté du câble gauche. Le pignon denté porte des marques, entre les dents de fonctionnement, consécutives à des contraintes supérieures à celles rencontrées en service.

Ces constatations permettent d'établir la séquence de la rupture. Lors de la rotation de la queue de l'avion vers la gauche, les câbles du compensateur ont été

tirés. Le câble droit s’est d’abord rompu, entraîné vers la gauche par le mouvement de l’ensemble. La chaîne s’est trouvée bloquée contre le pignon lorsque l’attache du câble droit est arrivée en contact sur le pignon. La contrainte créée par la traction du câble a rompu la chaîne. Lorsque cette dernière s’est rompue, le compensateur s’est mécaniquement positionné en butée gauche. Ce braquage résulte donc de l’impact.

Ailes

Les deux ailes sont complètes.

A droite, le saumon, l'aileron et le compensateur sont présents. Les deux longerons sont rompus ; l’aile a cassé au niveau du fuseau du moteur. Ce dernier s’est retrouvé déporté vers la droite de 1,15 mètre. La voilure est brûlée jusqu'au fuseau du moteur droit. Elle est à nouveau rompue près du saumon. Ce dernier a soulevé une plaque de terre meuble. Il se trouve détaché d’environ 1,50 m du reste de la voilure.

A gauche, l'aile est attachée à la cellule. Elle a davantage brûlé que l'aile droite. Au-delà de l'aile, de l'herbe brûlée s'étend sur huit mètres environ.

Moteurs, accessoires et hélices

Le moteur droit et sa nacelle ont été très endommagés par le feu.

Le moteur gauche est enfoncé dans la terre. Il n’a pas été endommagé par le feu. Il a subi un choc frontal important.

L’examen des valves de sélection des réservoirs carburant a montré que la valve gauche était positionnée sur "off" et celle de droite entre "off" et "right main".

L’hélice droite n’est plus solidaire du moteur. Elle présente des endommagements consécutifs au choc avec le sol. Les trois pales ne sont plus liées au moyeu. Elles ne portent pas d’éraflure. Deux d’entre elles sont déformées vers l’arrière et la troisième vers l’avant.

L’hélice gauche n’est plus solidaire du moteur. Elle présente des endommagements consécutifs au choc avec le sol. Deux pales sont encore liées au moyeu : l’une est déformée vers l’avant, l’autre vers l’arrière. La troisième pale, séparée du moyeu, présente des marques d’éraflure dans le sens de la corde sur la surface cambrée.

1.12.3. Orientation des traces au sol

Le croquis de la page suivante représente les distances et l’orientation des traces au sol observées sur le site (orientation magnétique principale 130°). Le nez de l’avion s’est enfoncé net dans le sol. Les traces laissées par l’extrémité de l’aile droite ainsi que la position relative du saumon par rapport au reste de la voilure indiquent que l’avion a heurté le sol avec une légère inclinaison à droite.

Situation des débris trouvés aux abords de la carcasse de l'avion

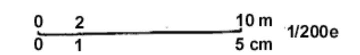


8
47m30
7
19m70
1
7m50
6
2
2m50 2m50
3
4
3m50
5
16 m

LEGENDE

1 portière à bagages
2 morceaux de verre
3 portière à bagages
4 morceau de carlingue
5 morceau de verre
6 morceau de métal brulé
7 demi protège antenne
8 morceau de métal

Distance de la tête à la queue : 10 m 80
Distance de la tête au bout de l'aile droite : 12 m 35
Distance de la queue au bout de l'aile droite : 16 m 40



1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

Les corps des huit personnes à bord, carbonisés, ont été autopsiés. L'identification a eu lieu le surlendemain de l'accident. Compte tenu des traumatismes subis, des prélèvements de tissu pour dresser les profils ADN ont été nécessaires pour identifier les victimes.

1.14. Incendie

Un feu très intense a suivi l'accident et a détruit l'ensemble de l'habitacle. Il a débuté dans l'aile gauche, au niveau du réservoir de carburant, puis s'est propagé vers la cellule.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

D'après les médecins légistes, le décès des occupants de l'av ion résulte de la décélération lorsque l'avion a heurté le sol. Les examens radiographiques ont montré que ces huit personnes ont souffert de polytraumatismes majeurs immédiatement mortels. Par ailleurs, aucune trace de suie n'a été relevée sur leurs voies aériennes supérieures.

1.16. Essais et recherches

1.16.1. Examen des groupes motopropulseurs

1.16.1.1. Moteur et hélice droits

1.16.1.1.1. Constatations

Le moteur et le turbocompresseur, encore solidaires du bâti, sont extrêmement endommagés. Ils présentent des traces d'exposition àla chaleur consécutive à l'incendie qui a suivi l'impact de l'avion. Les accessoires de la table arrière sont arrachés, ainsi que la majorité des tuyauteries et connexions du turbocompresseur.

Au démontage, l'arbre porte-hélice peut tourner sur un demi-tour environ. Ce mouvement de rotation n'est pas transmis au vilebrequin.

La dépose des cylindres montre la rupture complète du vilebrequin au niveau du maneton n° 5 et de la bielle n° 5.

1.16.1.1.2. Examen du vilebrequin du moteur droit

Le vilebrequin a fait l'objet d'examens détaillés : examen sur table, au microscope

électronique à balayage, mesures géométriques et de micro-dureté.

Le maneton n° 5 est rompu en fatigue. La cassure observée sur le maneton n° 5 fait un plan oblique partant du congé de raccordement et débouchant vers le milieu de la portée cylindrique. L'orientation des lignes d'arrêt, très marquées, indique que la zone d'amorce de cette fissure était située dans le congé de raccordement du maneton sur le bras M5/M6. Sur les deux vis-à-vis de la cassure, la zone d'amorce est complètement effacée. Les traces de frottement montrent que blocage de l'arbre moteur n'a pas été immédiat et donc que le moteur a fonctionné après la rupture. Il est néanmoins difficile d'évaluer ce temps de fonctionnement.

Les lignes frontales de la surface de la cassure encore exploitable sont consécutives à des sollicitations très élevées.

Le contrôle métallurgique du vilebrequin n'indique aucun défaut du matériau.

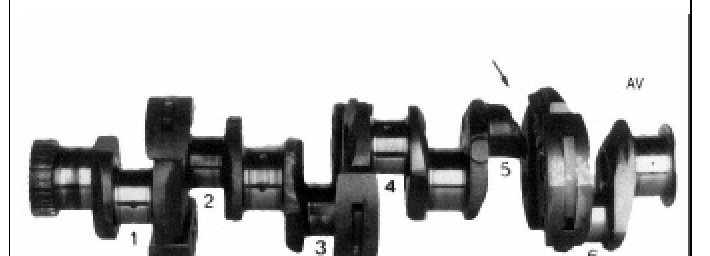
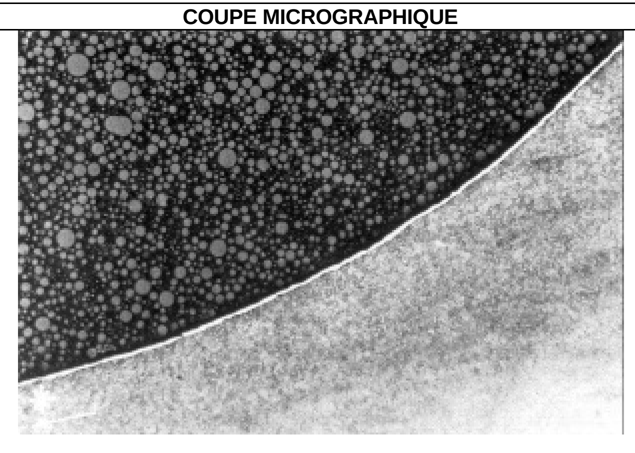
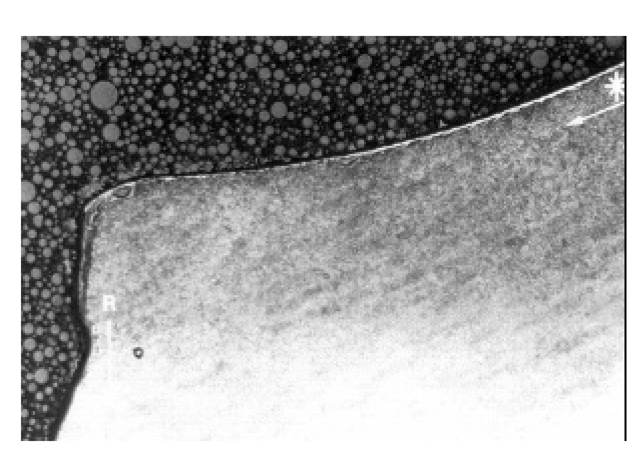
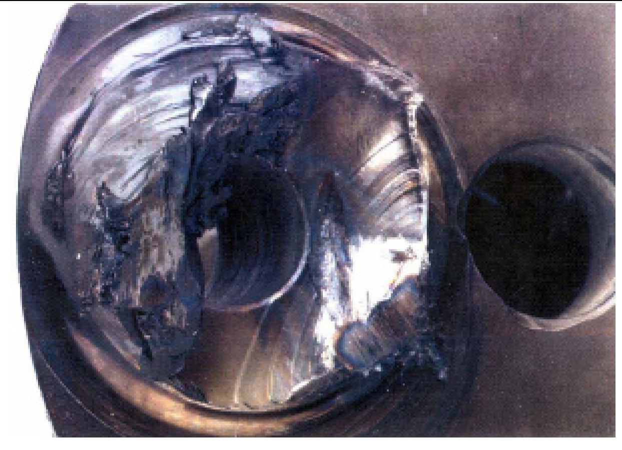
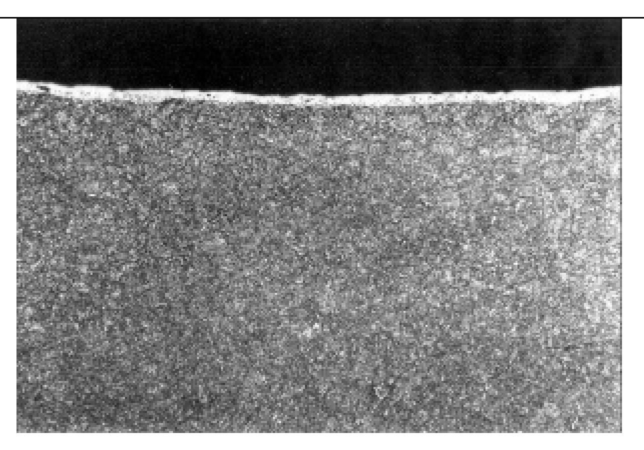
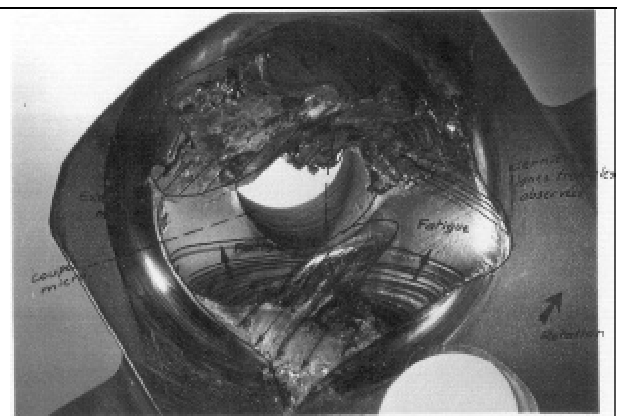
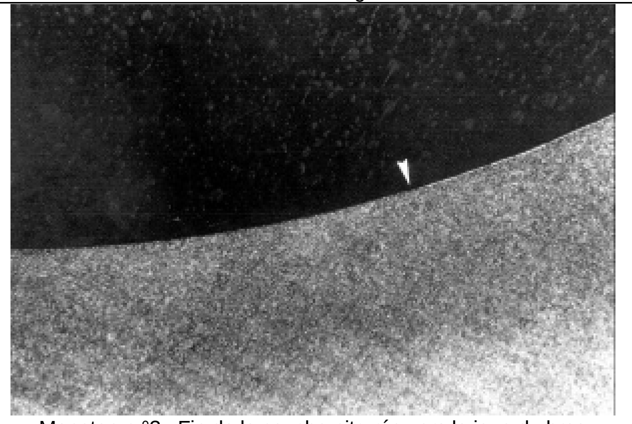
Les manetons sont tous à une cote de réparation : ils ont fait l'objet d'une rectification de surface à une cote de moins 10 millièmes de pouce (M010). Les diamètres mesurés de tous les manetons, à l'exception du maneton n° 5 détruit, sont à l'intérieur des cotes minimale et maximale que le constructeur spécifie pour une telle opération.

Le maneton n° 5 a fait l'objet d'une coupe micrographique. On relève une faible épaisseur de la couche de protection, visant en particulier à renforcer la dureté de l'acier en surface, réalisée par nitruration, de couleur blanche sur la photo. L'épaisseur de la couche dont la valeur maximale est de 400 microns diminue au fur et à mesure que l'on s'approche du congé de raccordement. D'après TCM, l'épaisseur de la couche de nitruration d'un vilebrequin tout juste nitruré doit être comprise entre 500 microns et 1 millimètre.

A titre de comparaison, le maneton n° 3 a fait également l'objet d'une coupe micrographique et de tests de micro-dureté. Il faut noter l'absence de traces de la couche de nitruration dans le profil (portée cylindrique) du maneton. Cette couche est visible dans le rayon du congé de raccordement et son épaisseur est conforme à celle spécifiée par le constructeur.

Les résultats des mesures de micro-dureté du maneton n° 3 donnent des valeurs de dureté inférieures aux valeurs requises dans la portée cylindrique, ce qui indique un début d'usure tandis que celles des rayons de congé de raccordement sont proches des valeurs spécifiées.

L'examen des contrepoids et de leurs éléments de fixation n'a révélé aucune trace d'usure. La pesée de chacun des contrepoids appairés ne montre pas d'écart supérieur au gramme.

EXPERTISE METALLURGIQUE	COUPE MICROGRAPHIQUE
 Aspect du vilebrequin rompu	 Maneton n° 5 : Couche nitrurée au milieu du congé
 Vis-àvis de la cassure près du bras M5/M6	 Maneton n° 5 : Couche blanche amincie àproximité de la rupture ®
 Cassure sur le raccordement du maneton n° 5 au bras M5/M6	 Maneton n° 3 : Structure de l'acier et couche nitrurée dans le congé
 Vue d'ensemble de la rupture	 Maneton n °3 : Fin de la couche nitrurée vers la joue du bras

Conséquence de la rupture

Compte tenu de l'angle et de la position de la rupture, les deux parties du maneton rompu ont pu donc rester en ligne, maintenues en place par la tête de bielle n° 5. Néanmoins, la fuite d'huile par la fissure a entraîné le manque de lubrification du maneton, la surchauffe, la destruction des coussinets la bielle n° 5, la destruction de la bielle n° 5 et l'usure des coussinets des autres bielles.

La partie avant du vilebrequin, à laquelle n'est plus rattachée la bielle n° 6, n'est centrée que par le palier avant. La partie arrière du vilebrequin est encore maintenue par trois paliers. Il est donc probable que, rapidement, la partie avant du vilebrequin s'est décentrée par rapport à la partie arrière.

Origine de la rupture

Il a été vu précédemment que la zone d'amorce de la rupture était endommagée si bien qu'il est difficile de localiser avec précision l'origine de la cassure.

Une coupe micrographique réalisée dans le congé de raccordement du maneton n° 5 a révélé que l'épaisseur de la couche nitrurée, qui permet de durcir la surface, diminuait progressivement en s'approchant de la cassure. Une autre coupe faite sur le maneton n° 3 qui est en bon état a également montré que la couche nitrurée n'a conservé son épaisseur d'origine que sur les deux congés de raccordement. La couche nitrurée disparaît même vers la joue du bras.

L'épaisseur de la couche nitrurée peut diminuer par l'usure en service. En comparaison du maneton n° 3, la faible épaisseur de la couche nitrurée sur le maneton n° 5 pourrait laisser à penser qu'elle était insuffisante au moment de son application. Dans ce cas cependant, le procédé d'application de la couche nitrurée ne devrait pas laisser apparaître de différence d'épaisseur entre les différents manetons.

Outre le redémarrage du moteur alors que le maneton 5 était cassé, des causes possibles d'endommagement en service de la couche nitrurée du maneton ont été signalées par la FAA : un mauvais serrage des boulons de fixation d'un cylindre adjacent ou un piston pas tout à fait perpendiculaire au maneton du vilebrequin. Le manque de données concernant la vie du vilebrequin depuis la dernière rectification ne permet pas d'aller plus avant sur la cause effective de la cassure.

1.16.1.1.3. Historique du moteur droit

A la fabrication, le moteur de numéro de série 606887 était de type GT 510-520-M2A. Par la suite il a été converti[3] en un GT 510-520-L, raison pour laquelle sa plaque porte l'inscription MCL : M converti en L. En août 1986, ce moteur a fait l'objet d'une révision générale. A cette occasion, les cylindres et quelques accessoires du moteur ont été remplacés par ceux qui équipaient le

[3] Le Bulletin Service M 75-6 définit les conditions à satisfaire lors d'une telle conversion.

moteur de numéro de série 606693 précédemment installé sur le Cessna en position droite. Les cylindres installés avaient 1 564,3 h de fonctionnement au moment de la révision générale.

1.16.1.1.4. Historique du vilebrequin droit

Les recherches sur l'historique complexe du vilebrequin, à l'image de celui des moteurs et des hélices, ont été difficiles en l'absence d'informations complètes du constructeur TCM ou de l'atelier de réparation Mid-States Aircraft Engines, et cela malgré de nombreuses correspondances avec le NTSB (bureau enquêtes accidents américain) et TCM.

A la livraison du moteur droit, ce dernier avait un vilebrequin de cote standard dont le numéro de série était A020M1. Le vilebrequin examiné après l'accident, qui était monté à l'intérieur du moteur droit, n'est pas celui qui était installé d'origine sur ce moteur. Il porte le numéro de série E012 (numéro frappé sur une oreille de fixation d'un contrepoids) et, sur une joue courte d'un coussinet, l'indication VAR 562 ainsi que l'indication M010 RN. Le sigle VAR (Vacuum Arc Remelt) signifie que le vilebrequin a été fabriqué avec le processus de refusion à l'arc sous vide lors la coulée de la pièce. TCM a commencé à employer cette méthode en 1978 avant de la substituer à l'ancienne méthode (refusion à l'air) en janvier 1981. TCM a indiqué qu'il n'indiquait pas la (re)nitruration avec la marque RN.

D'après TCM, le vilebrequin de l'accident a été fabriqué entre 1978 et 1979 puis vendu le 27 février 1981. De cette date à son installation sur le moteur 606887 en août 1986, rien n'est connu. On ne sait pas si, par exemple, il est resté sur étagère ou s'il a été mis en service ; et si, dans ce cas, s'il a fait l'objet d'une inspection entre 1981 et 1986.

1.16.1.1.5. Examen des bielles

La bielle n° 5 est cassée à deux endroits : les cassures sont consécutives à la rupture du maneton. Les autres bielles présentent une usure significative des coussinets.

1.16.1.1.6. Examen de l'hélice droite

L'hélice droite est cassée. Seule la partie avant du moyeu, retenue par sa fixation au cylindre et contenant le mécanisme de changement de pas, forme encore un ensemble. Les trois pales d'hélice dont les doigts d'entraînement sont arrachés, sont légèrement endommagées.

La pale n° 1 fléchie de trente degrés vers l'extrados, ne présente aucune trace sur le bord d'attaque. La pale n° 2 fléchie de dix degrés vers l'intrados à partir d'une distance de 55 cm du pied de pale, est marquée de traces d'impacts et de rayures sur les deux faces. La pale n° 3 est très légèrement fléchie à partir du pied en direction de l'intrados. Seules quelques rayures superficielles la marquent.

Une des butées coniques (arrow head) qui immobilisent le piston au petit pas a été cisaillée suivant une direction parallèle à l'axe de l'hélice. Cette cassure de type statique est une conséquence de l'accident. La position du piston qu'elle met en évidence ne permet cependant pas de conclure sur le calage de l'hélice au moment de l'impact. En effet, elle peut correspondre à un calage de l'hélice au petit pas mais elle peut aussi résulter de l'impact qui aurait enclenché le mécanisme de verrouillage.

1.16.1.2. Moteur et hélice gauches

1.16.1.2.1. Constatations

Le moteur, l'ensemble turbocompresseur et l'hélice gauches ne sont plus solidaires. Ces trois ensembles ne portent pas de trace d'exposition à la chaleur.

Le démontage du moteur ne montre aucun endommagement interne. Le carter d'huile a été déformé à l'impact. Il porte des signes de rotation consécutifs à l'interférence avec le pignon d'entraînement de l'arbre à came.

1.16.1.2.2. Examen de l'hélice gauche

L'hélice n'est plus solidaire du moteur. La pale n° 1 a été arrachée, la pale n° 2, encore solidaire du moyeu, est en position drapeau, la pale n° 3 est en position petit pas. Les doigts d'entraînement des pales n° 2 et 3 sont arrachés. Les déformations observées sur les trois pales résultent d'un choc violent avec le sol mais ne permettent pas de conclure sur la puissance réelle délivrée par le moteur.

Une des butées coniques qui immobilisent le piston au petit pas a été cisaillée. Comme pour l'hélice droite, cette constatation ne permet de conclure sur le calage de l'hélice au moment du choc.

1.16.1.2.3. Examen du vilebrequin du moteur gauche

Les portées cylindriques des manetons et les paliers du vilebrequin sont en bon état. Le contrôle magnétoscopique du vilebrequin montre que l'ensemble de la pièce, notamment les congés de raccordement, est dans un état satisfaisant. Le pignon présente des traces significatives d'usure en service.

1.16.2. Dispositions réglementaires relatives aux inspections de vilebrequins

1.16.2.1 Inspections prévues dans le manuel de révision générale

Les inspections de vilebrequins prévues à l'occasion d'une révision générale sont décrites dans la section IX du manuel de révision générale. Ce manuel rédigé par TCM est approuvé par la FAA.

Les inspections demandées consistent en :

- une inspection magnétoscopique du vilebrequin (contrôle Magnaflux) ;
- une inspection visuelle ;
- un contrôle dimensionnel (des coussinets notamment).

Le manuel de révision générale indique de plus que tous les vilebrequins dont les manetons ont été rectifiés doivent être re-nitrurés. Après nitruration, ils doivent être inspectés par un double contrôle dimensionnel et Magnaflux comme s'ils étaient neufs.

1.16.2.2. Mesures de suivi de navigabilité prises

Les vilebrequins des moteurs GT 510-520 n'ont fait l'objet d'aucune mesure réglementaire particulière depuis la mise en service de ce type de moteurs. En revanche, différentes mesures ont affecté d'autres types de moteurs de TCM tels que les T 510-520 ou les LT 510-520.

- En février 1981, TCM a publié une procédure d'inspection aux ultrasons dans un bulletin de service (référence M81-2).

- En 1987, TCM a publié un bulletin de service (référence M87-5 de février 1987 puis M87-5 révision 1 de mai 1987) établissant une procédure de contrôle aux ultrasons des vilebrequins installés sur les moteurs TSIO-520. Toutes les versions sont concernées ainsi que tous les moteurs refaits ou révisés. Ce contrôle est entrepris dans le cadre d'un programme de refonte des vilebrequins. En effet, les vilebrequins visés par le bulletin de service sont ceux dont le processus de coulée est la refusion à l'air par opposition à ceux dont la refusion est effectuée à l'arc sous vide. Ce bulletin de service indique que "certains types de moteurs ont présenté des criques de fatigue prenant naissance sous la surface des congés de raccordement du tourillon intermédiaire et dont l'origine, non superficielle, reste inexpliquée". TCM ajoute que ces criques peuvent "amener la rupture du vilebrequin" et que "les criques n'étaient pas décelables par la méthode de contrôle magnétoscopique normale Magnaflux".

- En 1987, la FAA a émis une consigne de navigabilité (référence AD 87-23-08) qui reprend le bulletin de service M87-5. Pour information, la DGAC a repris l'AD américaine sous la forme de la CN 87-174-IMP(AB) en date du 23 décembre 1987. Note : la consigne de navigabilité française rappelle que le contrôle aux ultrasons des vilebrequins ne dispense pas des contrôles Magnaflux ou autres définis dans les manuels de révision générale.

- En juin 1996, TCM a diffusé un bulletin de service critique (référence Critical Service Bulletin CSB96-8). Ce bulletin de service porte sur les vilebrequins dont le code de coulée n'est pas VAR. Il demande le remplacement de tous les vilebrequins dont le code de coulée employé n'est pas VAR ou pour lesquels il y a un doute. En août 1996, il a été suivi d'un bulletin de service obligatoire (référence MSB96-10) qui a remplacé le bulletin de service M87-5 révision 1 et

qui a demandé une inspection aux ultrasons de tout vilebrequin (VAR ou non) installé sur les moteurs six cylindres TCM à la prochaine inspection ou révision générale.

- En 1997, la FAA a émis une consigne de navigabilité (référence AD 97-26-17) de remplacement de vilebrequin, effective en mars 1998, reprenant les bulletins de service CSB96-8 et MSB96-10. Cette consigne qui remplace celle de 1987 précise qu'une inspection aux ultrasons doit être menée sur les vilebrequins VAR à la première des deux échéances, révision générale ou dépose du vilebrequin. La consigne est entrée en vigueur le 23 janvier 1998. Elle a été reprise par l'OFAC sous la forme d'une consigne de navigabilité en date du 6 août 1998. La DGAC l'a également reprise sous la forme de la CN 98-077-IMP(A) datée du 11 décembre 1998.

1.16.3. Recherches d'autres cas de rupture de vilebrequin

Une recherche menée auprès de la FAA a permis de recenser les cas d'incidents survenus entre 1990 et 1997 à cause de la défaillance ou de la rupture de vilebrequins installés sur les moteurs GTSIO-520 équipant des avions de marque Cessna. Sept cas sont dénombrés dont deux concernent des ruptures de vilebrequin. Dans l'un d'eux, le vilebrequin du moteur droit d'un Cessna 404 trouvé rompu en trois endroits. L'inspection du vilebrequin a révélé des criques de fatigue qui s'étaient développées à l'endroit de chacune des ruptures.

Par ailleurs, une autre recherche a montré un cas de rupture de vilebrequin qui s'est produite en vol sur un Cessna T303 Crusader équipé de moteur TCM TSIO-520-AE en septembre 1997. Cet incident a fait l'objet d'une enquête de l'Air Accidents Investigation Branch (AAIB) britannique dont le rapport figure dans le bulletin AAIB n° 3/99 avec la référence EW/C97/9/6. Les circonstances rapportées dans le rapport sont les suivantes :

1. Alors que l'avion vole en croisière à 2 000 pieds, le pilote entend un bruit de type "bang" venant du moteur gauche. L'avion s'incline à gauche, le pilote voit de la fumée sortir du sommet et de la base de la nacelle du moteur. Il débute la procédure arrêt moteur et note que l'hélice ne tourne plus. Il tente sans succès de caler l'hélice en drapeau et note que la manette d'hélice ne peut être placée dans la position drapeau. Il parvient néanmoins à poursuivre le vol sans autre problème.
2. La dernière révision générale du vilebrequin de type VAR (numéro de série 631349) avait eu lieu en décembre 1996. Le moteur avec ce vilebrequin avait effectué 233 cycles depuis révision générale à la date de l'incident. Le moteur avait fonctionné 1 930,50 heures au total depuis sa livraison à Cessna.
3. L'examen du vilebrequin montre une triple rupture, la première débutant par de la fatigue à l'arrière du maneton n° 6, la deuxième à l'arrière du maneton n° 5. La cassure fait un angle oblique avec l'axe du vilebrequin, ce qui a permis au vilebrequin de continuer de fonctionner.

4. Trois examens métallurgiques ont été conduits afin d’estimer le temps de propagation de la fissure :
    - le premier, conduit à l’AAIB, conclut que le phénomène s’est propagé en 150 ± 20 cycles. L’AAIB a évalué à environ cinq cycles ou vols, la durée pendant laquelle le moteur a fonctionné avec la première rupture du vilebrequin ;
    - le deuxième, conduit par le constructeur du moteur, comptabilise plus de 100 cycles sans donner plus de précision ;
    - le dernier, mené dans un laboratoire tiers, évalue la durée de propagation à 225 ± 20 %. C’est-à-dire qu’il est impossible de savoir si la crique est née avant ou après la dernière révision générale.
5. L’AAIB a considéré improbable, dans tous les cas, la détection d’une telle crique, compte tenu de sa longueur, lors de la révision générale avec la méthode magnétoscopique alors utilisée.

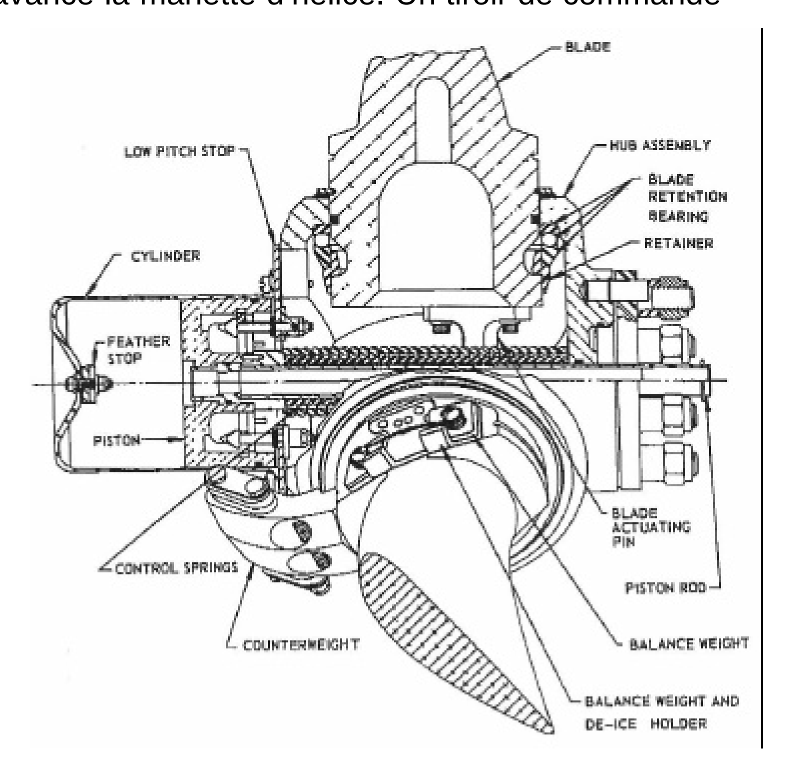
1.16.4. Fonctionnement de la régulation hélice

1.16.4.1. Généralités

Lorsque le régulateur détecte une tendance à l’augmentation du nombre de tours, il augmente le pas de l’hélice (ce qui augmente sa traînée). Si la tendance est à la diminution du nombre de tours, le régulateur diminue le pas (ce qui diminue la traînée). Le pas s’adapte ainsi automatiquement en fonction de la puissance disponible sur l’arbre et du nombre de tours commandés par la manette hélice. A cette fonction régulation s’ajoutent deux fonctions : la fonction de mise en drapeau et une fonction de conservation de la position petit pas pendant l’arrêt du moteur afin de faciliter le démarrage.

Pour diminuer le pas, le pilote avance la manette d’hélice. Un tiroir de commande (non représenté sur le schéma ci-après) envoie la pression d’huile dans le cylindre. Le piston recule alors dans le cylindre en comprimant son ressort de rappel et fait tourner les pales.

Pour aller vers le grand pas, le pilote recule la manette d’hélice. Le tiroir de commande relâche la pression d’huile. La force centrifuge qui agit sur les contrepoids, accompagnée par l’action du ressort, ramène les pales vers le grand pas et fait revenir le piston vers l’avant.



1.16.4.2. Passage de l'hélice en drapeau

Le dispositif de mise en drapeau de l'hélice permet en cas de panne moteur de caler les pales à un pas élevé. En pratique, on annule la pression d'huile sur le piston. Celui-ci revient complètement sur la gauche grâce au ressort de rappel. L'action de la force centrifuge agissant sur les contrepoids permet de mettre les pales dans le lit du vent. L'hélice ralentit puis s'arrête.

Remarque : Pour caler l'hélice en drapeau, il faut une vitesse minimum de rotation de celle-ci afin que la force centrifuge agissant sur les contrepoids soit suffisante. Pour le système de régulation du Cessna 421, cette valeur est d'environ six cents tours par minute.

1.16.4.3. Mécanisme de calage des pales au sol

Il existe des butées coniques (petites tiges avec une tête conique) qui permettent de maintenir le piston en arrière lorsque les hélices tournent au ralenti et que la pression d'huile baisse, c'est-à-dire lorsqu'on coupe le moteur au sol. Ce système de blocage au petit pas permet d'éviter que l'hélice passe au grand pas lors de l'arrêt du moteur au sol. Il a pour but de faciliter le démarrage.

1.16.5. Procédures d'urgence panne moteur du manuel Cessna 421

La section 3 du manuel d'utilisation du Cessna 421 est consacrée aux procédures d'urgence. La sous-section relative au cas de la panne d'un moteur en vol au-dessus de 80 kt de vitesse indiquée comprend un encadré que le pilote doit connaître par cœur (voir ci-dessous). Il s'agit de reconnaître le moteur en panne, d'ajuster la puissance du moteur vif et de tenter de redémarrer le moteur.

En cas d'échec, il faut couper définitivement le moteur en panne grâce à la manette des gaz, couper l'arrivée de carburant et caler l'hélice en drapeau. Ensuite, il faut ajuster, si nécessaire, la puissance du moteur vif, équilibrer l'avion grâce au compensateur de direction, diminuer la charge électrique au minimum et atterrir dès que possible sur un terrain adapté.

De plus, le manuel contient une séquence d'actions consacrées à l'isolation du moteur en panne. Cette séquence comporte trois articles :

1.	Throttle -	CLOSE
2.	Mixture -	IDLE CUT-OFF
3.	Propeller -	FEATHER

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (Speed Above 80 KIAS)

1. Inoperative Engine - DETERMINE.
2. Operative Engine - ADJUST as required.

Before Securing Inoperative Engine:

3. Fuel Flow - CHECK. If deficient, position auxiliary fuel pump to ON.
4. Fuel Selectors - MAIN TANKS (Feel For Detent).
5. Fuel Quantity - CHECK.
6. Oil Pressure and Oil Temperature - CHECK.
7. Magneto Switches - CHECK ON.
8. Mixture - ADJUST. Lean until manifold pressure begins to increase then enrichen as power increases.

If Engine Does Not Start, Secure As Follows:

9. Inoperative Engine - SECURE.
   a. Throttle - CLOSE.
   b. Mixture - IDLE CUT-OFF.
   c. Propeller - FEATHER.
   d. Fuel Selector - OFF (Feel For Detent).
   e. Auxiliary Fuel Pump - OFF.
   f. Magneto Switches - OFF.
   g. Propeller Synchronizer - OFF (Optional System).
   h. Alternator - OFF.
10. Operative Engine - ADJUST.
    a. Power - AS REQUIRED.
    b. Mixture - ADJUST for power.
    c. Fuel Selector - MAIN TANK (Feel For Detent).
    d. Auxiliary Fuel Pump - ON.
11. Trim Tabs - ADJUST 5° bank toward operative engine with approximately 1/2 ball slip indicated on the turn and bank indicator.
12. Electrical Load - DECREASE to minimum required.
13. As Soon As Practical - LAND.

La sous-section relative au cas de remise des gaz avec un moteur en panne au-dessus de 111 kt de vitesse indiquée comprend un avertissement. Celui-ci indique que le vol en palier peut ne pas être possible pour certaines combinaisons de masse, température et altitude, et que dans tous les cas, il ne faut pas essayer un remise des gaz avec un moteur en panne après que les volets soient sortis au delà de 15 degrés.

WARNING

Level flight may not be possible for certain combinations of weight, temperature and altitude. In any event, do not attempt an engine inoperative go-around after wing flaps have been extended beyond 15°.

La section 9 du manuel d'utilisation contient les suppléments consacrés aux équipements optionnels. Dans cette section, il existe un supplément consacré à l'Integrated Flight Control System (IFCS) et en particulier au pilote automatique. En section 9, les procédures d'urgence sont modifiées pour tenir compte de la présence du pilote automatique. Il y est indiqué qu'en cas de panne moteur, la première action est de déconnecter le pilote automatique grâce à un interrupteur situé au centre du manche.

1.17. Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1. Renseignements sur l'exploitant.

La société Jetcom S.A., co-propriétaire du Cessna 421 C HB-LRX, exploitait par ailleurs au moment de l'accident deux Falcon 20 afin d'effectuer des vols de transport à la demande. D'après les renseignements fournis par l'OFAC, seuls ces deux avions étaient autorisés à effectuer des vols en exploitation commerciale.

Il apparaît à la consultation des missions et voyages effectués par les pilotes de la société Jetcom S.A. que des entreprises suisses louaient le Cessna 421 C HB-LRX et que le transport des passagers était payant.

Par ailleurs, il faut noter que la société Jetcom S.A. avait indiqué en avril 1995, lors du renouvellement de la police d'assurances, du Cessna 421 C HB-LRX que ce dernier pouvait être utilisé comme "avion du trafic commercial".

Remarque : Les éditions 1995/1996 et 1996-1997 de la revue JP airline-fleets international mentionnent le HB-LRX dans la liste de flotte de la société Jetcom S.A.. Bien que les informations de cette revue n'aient pas de caractère officiel ou contractuel, il est probable que Jetcom S.A. lui avait indiqué le HB-LRX parmi ses avions exploités en transport commercial.

1.17.2. Conditions d'admission du Cessna 421 en exploitation commerciale

D'après l'OFAC, l'admission d'un avion tel que le Cessna 421 en exploitation commerciale était assujettie en 1996, c'est-à-dire avant l'entrée en vigueur du règlement opérationnel JAR-OPS 1, aux dispositions réglementaires suivantes :

- dépôt d'un manuel d'exploitation auprès des services compétents de l'OFAC ;
- présence d'une trousse de secours et d'un extincteur d'incendie ;
- pilote automatique en service à bord en cas d'exploitation avec un seul pilote.

Jetcom S.A. n'a pas déclaré à l'OFAC le Cessna 421 C HB-LRX comme étant susceptible d'effectuer des vols à caractère payant et n'a pas déposé de manuel d'exploitation.

Remarque : Bien entendu, l'exploitation commerciale du Cessna 421 aurait supposé que soient satisfaites également d'autres conditions plus générales portant sur la licence du pilote ou de l'équipage aux commandes, le régime de vol IFR, le respect des règles d'emport de passagers, le maintien des compétences de l'équipage, etc.

1.17.3. Contexte et nature du vol

Il ressort des témoignages recueillis en Suisse que le vol de l'accident entre Genève et Bordeaux était un voyage d'agrément, effectué sans prestations payées, et qui réunissait un certain nombre d'amis. Le voyage avait cependant été préparé dans le cadre d'un séminaire d'automne d'un groupe d'ingénieurs suisses. Les participants au séminaire étaient les sept passagers ainsi que le pilote du HB-LRX. Le programme du séminaire débutait le 7 novembre par le rendez-vous

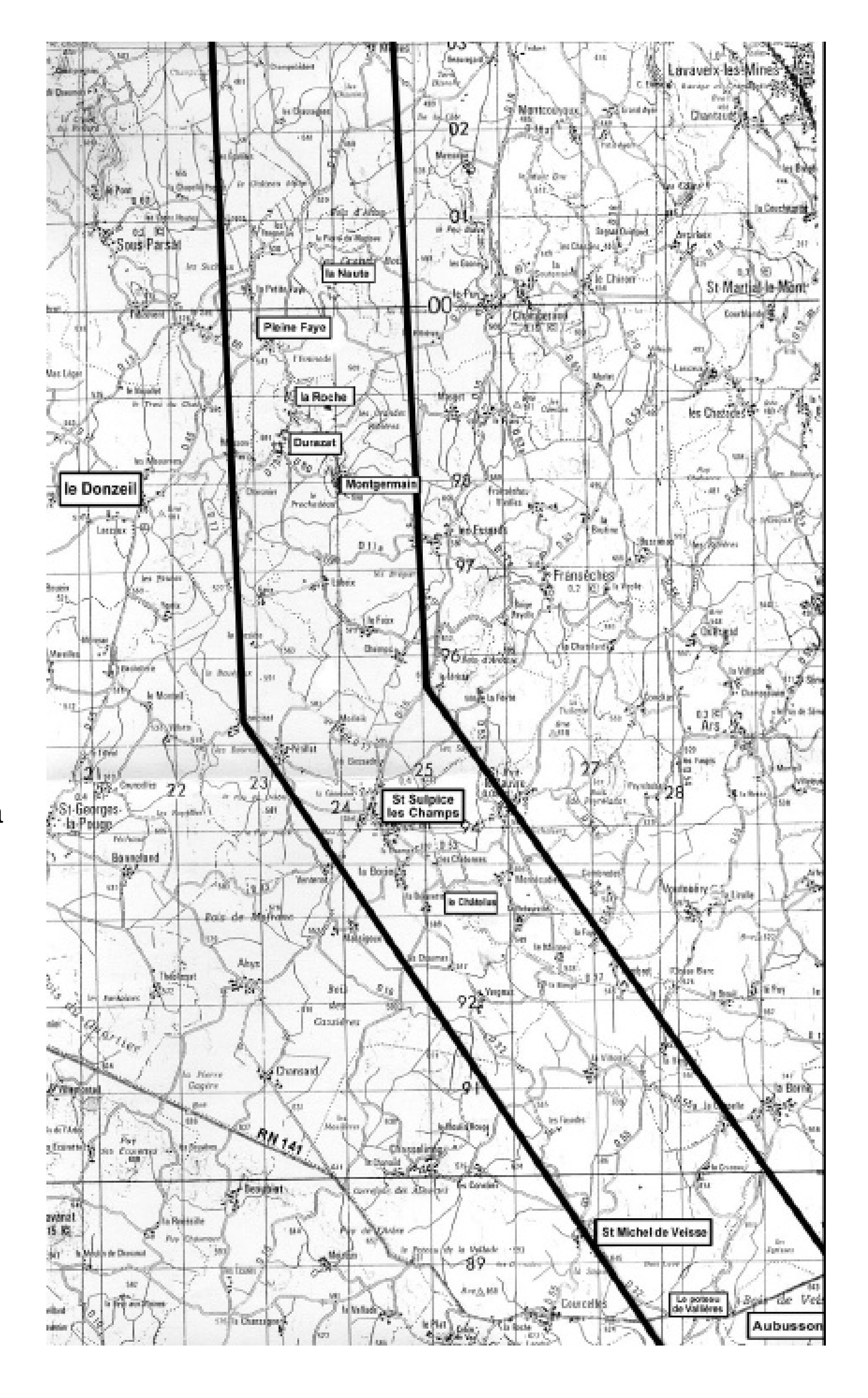
des participants à l'aéroport de Genève et s'achevait en fin d'après-midi le samedi 9 novembre par le retour à Genève.

Aucun élément de l'enquête n'a permis d'établir que le vol de l'accident a donné lieu à l'établissement à la société Jetcom S.A. d'une facture couvrant les frais de transport des passagers ou l'émission de billets d'avion.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. Témoignages de personnes proches du lieu de l'accident

Divers témoins ont entendu ou vu l'avion durant les cinq dernières minutes du vol. La liste des témoignages donnée ci-après est dressée en fonction de la situation géographique des témoins et des indications chronologiques qu'ils ont pu fournir.



Le premier témoignage émane d'une personne qui se trouvait sur la RN 141 au lieu-dit le Poteau-de-Vallières. Il faut noter que cette personne était en fait très proche de la verticale du plot radar daté de 9 h 25 min 10 s. Elle a entendu un avion voler à basse altitude et suivant une route sud-nord. Elle a noté ce passage à 9 h 25 minutes.

Peu après, un deuxième témoin a vu l'avion se dirigeant vers le nord (Saint-Sulpice des Champs) à une "*altitude de 200 m maximum*" avec les deux hélices en mouvement.

Un troisième témoin, qui dirigeait une équipe de quatre couvreurs sur le toit d'une maison de Saint-Sulpice, a vu l'avion voler

très bas, "*légèrement incliné sur la gauche*". Il a ajouté que "*l'hélice du moteur droit était à l'arrêt".* Un des couvreurs a précisé que "*l'avion approchait dans le brouillard et pluie fine*" et à une *"hauteur entre 250 et 300 mètres*" et "*vu de derrière, l'avion continuait de battre des ailes*".

Un quatrième témoin résidant dans le bourg de Saint-Sulpice a vu "*l'avion tanguer*" et noté que "*le moteur droit ne fonctionnait pas*".

Les témoins suivants situés à l'est du bourg de Saint-Sulpice ont entendu et vu l'avion voler à très basse altitude et à faible vitesse de sorte qu'ils ont pu percevoir l'immatriculation de l'avion sous les ailes soit encore compter le nombre de hublots.

Un témoin, résidant au village de la Roche situé à un kilomètre du lieu de l'accident, a indiqué "*avoir vu l'avion pencher vers la droite, voler vers le nord et bifurquer vers l'est"*, s'incliner de "*30° sur la droite*" puis disparaître derrière une colline.

L'avant dernier témoin a suivi un avion, venant du village de la Roche, qui volait juste au-dessus des arbres de la forêt de l'Eminade en direction de "la Naute".

Le dernier témoin, habitant le lieu-dit de "la Naute", a entendu l'avion venant de la forêt de l'Eminade, a "*entendu un gros bruit, comme quelque chose qui tombe d'un bloc"*, a vu "*un instant après"* le feu naître. Il ajoute que les "*flammes se sont propagées de la vallée vers le bosquet, de* [sa] *gauche vers la droite*". Il s'est approché du site de l'accident et est reparti à son domicile pour appeler les pompiers.

1.18.1.2. Témoignage sur des simulations de panne moteur effectuées sur le HB-LRX

Un pilote, employé de la société Jetcom S.A., qui avait été qualifié sur le HB-LRX par le pilote ayant effectué le vol de l'accident et qui avait l'habitude voler avec lui sur le HB-LRX, a rapporté le fait suivant :

"*Lors de vols d'entraînement, nous faisions des simulations de panne moteur. La procédure voulait qu'après l'identification du moteur en panne, on réduisait les gaz sur le moteur en panne, puis les tours. Enfin nous amenions la manette de gaz* [note : la manette d'hélice] *en position la plus basse, après avoir passé un crantage. Cette position amenait l'hélice en drapeau sans que le moteur soit coupé*. *En général d'ailleurs à l'entraînement nous ne coupions jamais réellement le moteur en raison de problèmes dus aux chocs thermiques".*

1.18.2. Positions relatives des aérodromes de déroutement possible

L'aérodrome de Clermont-Ferrand se trouvait sur la trajectoire de l'avion prévue au plan de vol, à quinze milles marins à l'est au moment où le pilote a déclaré la panne du moteur droit. Cet aérodrome, contrôlé et ouvert à la circulation aérienne

publique, comprend une piste revêtue de 3 015 m équipée d'un ILS. Il figure sur les cartes en-route basse altitude et Jeppesen.

Alors que l'avion se trouvait à une distance de quarante milles marins de Limoges, le contrôleur a proposé le terrain d'Ussel comme possibilité de déroutement. Situé à vingt milles marins au sud-est, cet aérodrome d'Ussel, ouvert à la circulation aérienne publique et où un agent AFIS assure les services d'information de vol et d'alerte, comprend une piste revêtue de 1 350 m et est équipé d'une radiobalise. Il ne figure pas sur les cartes en-route basse altitude Jeppesen.



Remarque : Un fond de carte de vol à vue OACI à l'échelle 1/500 000 a été employé ci -dessus afin de faire figurer les aérodromes d'Ussel, de Montluçon-Guéret et de Guéret non représentés sur les cartes en-route basse altitude Jeppesen.

Après l'altération de cap de l'avion vers le nord, les aérodromes de Montluçon-Guéret et Guéret auraient pu l'accueillir. Par rapport au lieu de l'accident, ils se trouvent respectivement à :

- à dix -huit milles marins au nord, l'aérodrome de Montluçon Guéret ouvert à la circulation aérienne publique, où un agent AFIS assure les services d'information de vol et d'alerte, comprend une piste revêtue de 1 450 mètres. Il

ne figure pas sur les cartes en-route basse altitude mais figure sur la carte Jeppesen ;

- à dix milles marins au nord-ouest, l'aérodrome de Guéret, non contrôlé et réservé aux aéronefs basés, comprend une piste revêtue de 675 mètres. Il ne figure pas sur les cartes en-route basse altitude ou Jeppesen.

Enfin, pour information, l'aérodrome de Limoges, aérodrome que le pilote croyait pouvoir atteindre, se trouve à trente-cinq milles marins au sud-ouest du lieu de l'accident. Cet aérodrome, contrôlé et ouvert à la circulation aérienne publique, comprend une piste revêtue de 2 500 m équipée d'un ILS. Il figure sur les cartes en-route basse altitude et Jeppesen.

1.18.3. Déroulement et organisation des recherches et des secours

Le Centre d'Opérations de la zone sud (COZ) de l'Armée de l'Air informe à 9 h 12 le Centre de Coordination et de Sauvetage (CCS) national Lyon Mont-Verdun[4] qu'un appareil affiche le code transpondeur 7700 après que le pilote a indiqué une panne moteur.

Le CRNA Sud-Ouest déclenche une procédure ALERFA à 9 h 14 et communique avec le CCS. Ce dernier demande la mise en place de moyens aériens en position d'alerte renforcée : un Puma SAR de l'Armée de l'Air basé à Cazaux et un Ecureuil de la brigade de gendarmerie de Limoges sont ainsi mobilisés.

Après le dernier contact radio et en l'absence de réponse du pilote, les services du contrôle de Limoges préviennent le CRNA de Bordeaux et le CODIS 87, le CODIS 23 et le COG 87 en signalant la position possible de l'avion à l'intérieur d'un triangle Guéret-Bourganeuf-Aubusson.

A partir de 9 h 30, de nombreux habitants de la Roche, du hameau alertent les services de secours locaux et en particulier la brigade des sapeurs-pompiers d'Ahun.

A 9 h 34, la procédure DETRESFA est enclenchée.

A 9 h 44, l'hélicoptère de la brigade de gendarmerie de Limoges reçoit l'ordre de décoller vers le barrage de la Vaud-Gelade et de prendre à son bord un médecin du SAMU. Le décollage a lieu à 9 h 57. Un hélicoptère du SAMU décolle également.

A 9 h 50, le CCS déclenche auprès de la préfecture du département de la Creuse la phase SATER/2[5] à l'ouest d'une ligne La Courtine-Aubusson-Guéret. Le CODIS 23 demande au CCS des renseignements sur un accident d'avion bimoteur qui se

4 Le CCS détermine la zone probable de l'accident et les zones de recherches. Il assure la conduite de l'ensemble des recherches et gère directement les moyens aériens. La conduite des secours terrestres est déléguée au préfet du département.

5 Le protocole d'accord SATER prévoit trois types de mesures : SATER/1 la demande de renseignements n'impliquant aucun déplacement, SATER/2 le recueil d'informations auprès de la population d'une zone déterminée et SATER/3 des moyens de recherches approfondies quand le secteur de l'accident est connu avec un certain degré de certitude.

serait produit au Donzeil au sud-est de Guéret.

A 9 h 53, les premiers secours (pompiers et gendarmes) arrivent àl'endroit de l'accident.

A 10 h 00, le COG 23 confirme au CCS l'accident et le lieu où il s'est produit. Sur demande du CCS, la préfecture déclenche la phase SATER/3 centrée sur le lieu-dit "la Naute".

A 10 h 36, l'hélicoptère de la brigade de gendarmerie de Limoges précise les coordonnées géographiques du lieu de l'accident.

A 11 h 26, la DETRESFA s'achève.

A 11 h 30, la phase SATER 3 se termine.

En résumé, le premier moyen de recherche est activé trente minute après l'ALERFA et la découverte de l'avion a lieu neuf minutes plus tard.

Le COZ a établi un tableau récapitulatif des moyens en place durant les opérations de recherches et sauvetage :

Nature des missions	Personnes engagées	Véhicules mobilisés	Temps d'opération
Missions aériennes			1 h 40
AS 350B Gendarmerie	2	1	0 h 40
AS 350B SAMU Guéret	2	1	1 h 00
Missions terrestres			56 h 00
SAMU	13	6	
Gendarmerie	65	12	
Sapeurs-pompiers	67	27	
Armée	6	3	
Total	155	50	57 h 40

2 - ANALYSE

2.1. Préparation du vol

L'enquête n'a pas permis de retrouver le dossier de vol. En effet, il a été détruit dans l'incendie qui a pris dans le poste de pilotage et aucune copie n'en a été conservée au siège de l'entreprise à Genève. Il est cependant possible de constater que la préparation du vol avait été insuffisante.

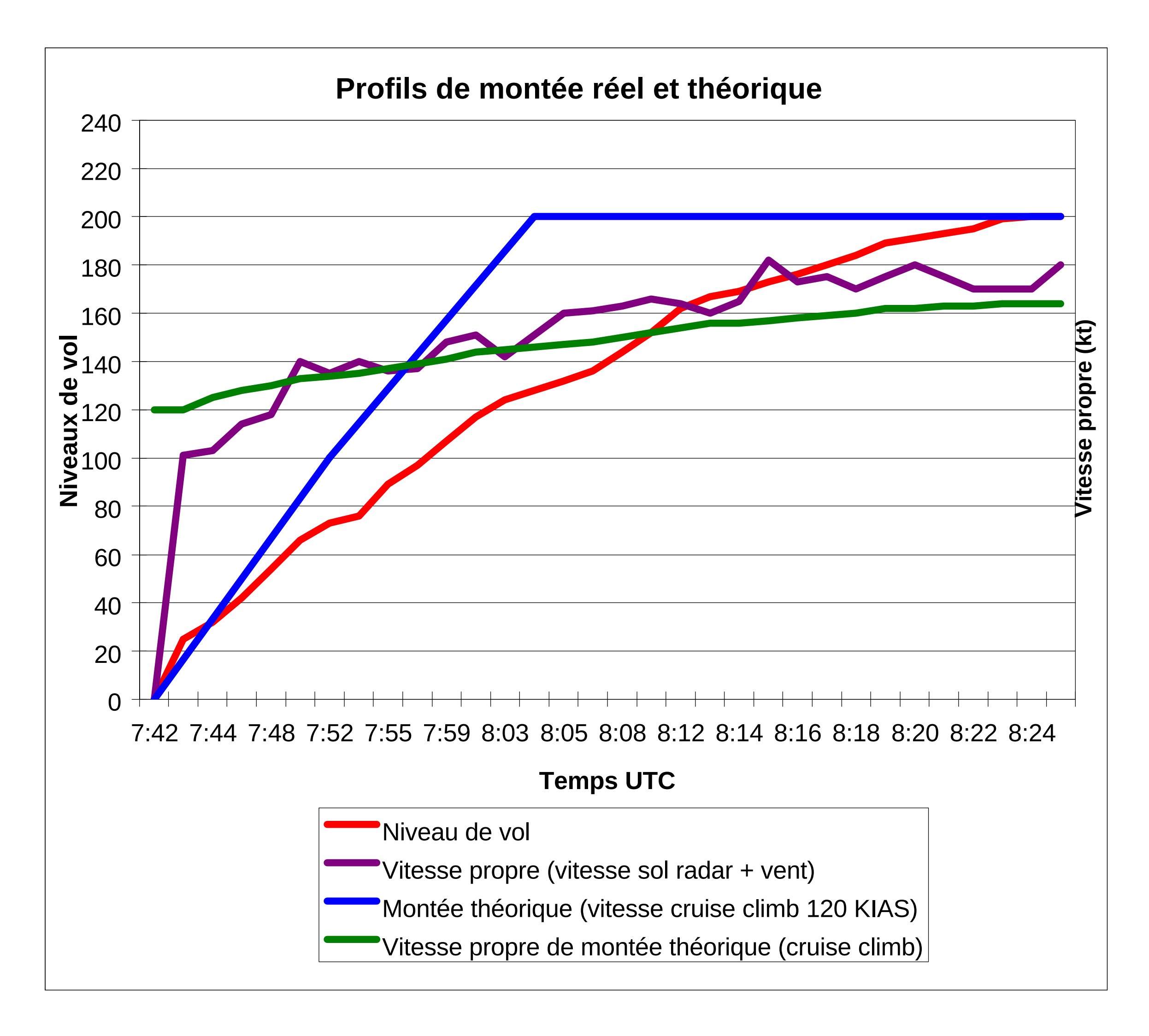
En effet, même si le chargement exact n'est pas connu, les calculs effectués au paragraphe 1.6.4. indiquent que, selon toute vraisemblance, l'avion était en surcharge et centré au-delà de la limite arrière de centrage au départ de l'aéroport de Genève.

Le pilote avait transmis la veille du vol un plan de vol qui indiquait la présence de sept personnes à bord (cf. 1.1). Avant l'envoi de ce plan de vol, un document transmis par l'un des passagers dressait la liste des participants au séminaire organisé à Bordeaux. Cette liste comportait huit noms, ceux des victimes de l'accident (cf. 1.17.3.). Cette différence d'une personne amenait la surcharge de l'avion.

Soit donc le pilote avait eu connaissance de cette liste avant de transmettre le plan de vol et il ne pouvait pas ignorer par le calcul que l'avion allait décoller en surcharge et centré arrière, soit il n'a pas refait ses calculs lorsque le septième passager est arrivé. Dans un cas comme dans l'autre, il n'a de toute façon pas transmis un plan de vol rectifié.

2.2. Les performances observées lors de la montée

La montée jusqu'au niveau 200, niveau de croisière final, a duré 42 minutes et a été ininterrompue. Bien que l'on ne connaisse pas les paramètres de conduite moteurs employés au cours de ce vol, on sait d'après un témoignage que le pilote avait l'habitude d'adopter les paramètres de conduite "montée croisière". Comme vu au paragraphe 1.6.5.1, la montée théorique dans ce cas dure vingt et une minutes.



La montée réelle a duré par conséquent exactement deux fois plus longtemps que celle théorique. Cet écart est très significatif. Comment l'expliquer ?

- Au cours des vingt et une premières minutes de la montée, il y a peu d'écart entre la vitesse propre réelle de l'avion et celle dite "cruise climb". On devrait s'attendre à ce que l'avion atteigne le FL 200, mais c'est loin d'être le cas puisqu'il n'atteint que le FL 130. Plus surprenant encore, l'avion, qui certes vole alors plus vite que les 120 kt théoriques et donc monte logiquement moins vite, met encore vingt et une minutes pour atteindre le FL 200. Cette montée très lente qui aurait dû alerter le pilote met en lumière un déficit de performances important de l'avion.

- On peut écarter ici l'influence de paramètres atmosphériques qui auraient pu dégrader les performances de l'avion : il n'y a pas d'indice de givrage et la température extérieure en altitude était proche de celle standard.

- Compte tenu de l'âge de l'avion (vingt ans) et des moteurs (plus de quinze ans avec deux mille heures de fonctionnement), les performances pouvaient être inférieures à celles théoriques données pour un avion et des moteurs neufs. Néanmoins, les deux moteurs étaient loin d'être en fin de potentiel et leur déficit de performances dû à l'âge, prévisible mais difficile à quantifier, ne peut

pas à lui seul justifier un tel écart. Il faut rappeler que ces moteurs sont certifiés pour fournir leur puissance minimale déclarée pendant toute la durée de service, c'est-à-dire la durée de fonctionnement entre deux révisions générales.

Seuls l'excès de chargement et le centrage défavorable paraissent avoir pu contribuer significativement à la dégradation des performances illustrée par la faiblesse du taux de montée.

2.3. Analyse de la défaillance technique

2.3.1. La rupture du vilebrequin

Les examens et analyses effectués ont mis en évidence la rupture du vilebrequin du moteur droit en vol. Cette rupture est consécutive à la fissuration en fatigue du maneton n° 5.

On sait que les manetons avaient été rectifiés. Il ne peut être exclu que la crique, déjà présente, n'ait pas été décelée au cours de cette opération à cause de la technique d'inspection magnétoscopique alors utilisée (cf. 2.4.). La crique peut également être apparue après l'opération,
- soit parce que la reconstitution de la couche nitrurée aurait été omise ou imparfaitement menée dans le rayon de raccordement du maneton n° 5, ce qui aurait conduit à une dégradation de la qualité de la surface du matériau ,
- soit du fait d'un endommagement du maneton entre le moment de la rectification et le jour de l'accident.

Remarque : Il n'existe pas de moyen non destructif de contrôler l'épaisseur de la couche nitrurée lors de la fabrication ou des révisions.

Les enquêteurs se sont également interrogés sur les conséquences éventuelles sur le vilebrequin des passages de l'hélice en drapeau sans coupure du moteur tels que pratiqués lors des entraînements. Interrogé, TCM a répondu qu'il n'y avait aucun effet à sa connaissance sur le moteur ou le vilebrequin, quel que soit le régime moteur auquel l'exercice de panne moteur était entrepris.

2.3.2. L'entretien des vilebrequins

On a vu au paragraphe 1.16.2.2. qu'aucune des mesures prises par TCM et la FAA dès 1987 pour s'assurer de l'état des vilebrequins installés sur les moteurs TSIO-520 ou LT510-520 ne s'appliquait aux vilebrequins des moteurs GT 510-520, aucun cas de crique de fatigue non superficielle n'étant connu. En d'autres termes le constructeur et l'autorité de navigabilité ont considéré que les méthodes d'inspection permettraient de déceler toute crique éventuelle et que le temps nécessaire sur ces vilebrequins au développement d'une crique était toujours supérieur à l'intervalle entre deux révisions générales.

Comme aucune butée calendaire n'était fixée pour l'inspection avant le contrôle prévu à la révision générale, le vilebrequin du moteur droit du HB-LRX, réparé pour la dernière fois en 1986, n'a pas été inspecté à temps et est ainsi passé à travers les mailles du filet de sécurité pendant dix ans.

Au moment de l'accident, ce moteur avait fonctionné un peu plus de neuf cents heures depuis la dernière révision générale, c'est-à-dire qu'il avait presque sept cents heures de potentiel. Rien ne l'empêchait de voler pendant encore plusieurs années sans inspection du vilebrequin.

A la date de rédaction du rapport, il n'existait aucune mesure obligatoire fixant une butée calendaire à l'inspection des vilebrequins VAR installés sur les moteurs GT 510-520.

2.3.3. Scénarios de la panne du moteur droit

L'enquête a montré qu'après la rupture du vilebrequin l'hélice n'a pas pu être calée en drapeau ce qui a empêché l'avion de tenir le palier. On peut se demander néanmoins si le pilote a pu passer l'hélice en drapeau, celle-ci s'étant alors bloquée par la suite lors de tentatives de redémarrage du moteur, ou s'il n'a jamais pu le faire. A l'analyse, les deux hypothèses sont également admissibles, ce qui a conduit aux deux scénarios suivants :

Scénario n° 1 : le pilote n'a jamais pu caler l'hélice en drapeau

1. La rupture du vilebrequin crée des frottements importants qui ralentissent la vitesse de rotation de l'hélice rapidement.
2. Le fonctionnement normal du système de régulation fait diminuer le pas de l'hélice.
3. Le pilote ne se rend pas compte de l'origine mécanique de cette panne moteur. Il ne commande pas la mise en drapeau avant que la vitesse de rotation de l'hélice ne devienne inférieure à six cents tours par minute. Le piston du régulateur reste entre le petit et le grand pas. Sans l'effet de la force centrifuge sur les contrepoids, il n'est alors plus possible de mettre l'hélice en drapeau même en utilisant la commande d'hélice.
4. L'hélice s'arrêté, bloquée à un pas intermédiaire .
5. Toutes les tentatives de redémarrage restent vaines à cause des dégâts structuraux du vilebrequin.

Scénario n° 2 : l'hélice calée en drapeau se bloque au cours du redémarrage

1. Le pilote passe l'hélice en drapeau avant que les dégâts du vilebrequin aient créé des frottements excessifs.
2. Au cours de la descente, il fait une tentative de démarrage.
3. Pendant la mise en rotation du moteur, la pression d'huile atteint une valeur suffisante pour dévirer l'hélice, mais celle-ci n'atteint pas une vitesse de rotation supérieure ou égale à six cents tours par minute avant que l'aggravation des dégâts au vilebrequin ne bloque définitivement le moteur.

4. Comme dans la précédente hypothèse, l'hélice se trouve alors à un pas intermédiaire sans que le pilote puisse la remettre en drapeau.

Le point commun aux deux scénarios est le freinage en rotation de l'arbre moteur qui fait disparaître la force centrifuge nécessaire au passage de l'hélice en drapeau. C'est la spécificité de la panne survenue au HB-LRX. En effet, s'il n'y a pas de rupture mécanique interne freinant la rotation de l'arbre moteur, la conception du système de régulation d'hélice fait que la rotation de l'hélice en moulinet assure théoriquement une vitesse de rotation suffisante (rappel : sept cents tours environ) pour permettre de passer à tout moment en drapeau.

2.4. La conduite du vol après la panne du moteur droit

La panne du moteur droit s'est produite au cours de la croisière. L'avion ne pouvant pas tenir le palier au FL 200 avec un moteur en panne, le pilote a dû descendre.

Il a alors adopté une stratégie fondée sur une idée fausse : la possibilité de pouvoir tenir un palier à un certain niveau. C'est ce qu'il a appelé le niveau de "rétablissement".

La descente, bien qu'imposée, ne l'a donc pas inquiété puisqu'il pensait pouvoir redémarrer le moteur et ainsi poursuivre son vol jusqu'à destination. Traversant le FL 190, il a d'ailleurs informé le contrôle de ses intentions, précisant qu'il allait "*rétablir au 100 si possible pour remettre en route".*

Ce faisant, le pilote a écarté d'emblée la solution du déroutement, plus exactement du demi-tour, à destination de Clermont-Ferrand. Convaincu de pouvoir de toute façon continuer sur un moteur ([on] *peut tenir un palier à 8 000 pieds sur un moteur*), il n'a pas pris en considération le risque d'échec du redémarrage avec une marge de manœuvre réduite du fait de la perte d'altitude.

Au moment de la déclaration de la panne, l'avion se trouvait à quinze milles marins à l'ouest du terrain de Clermont-Ferrand. Celui-ci était donc très proche et, descendant de 20 000 pieds, le pilote aurait pu rejoindre la piste sans être obligé de tenir un palier. Bien que les conditions météorologiques à Clermont-Ferrand n'étaient pas très favorables (plafond à 3 000 pieds), le pilote, qui avait déjà affiché le code 7700, aurait bénéficié de l'assistance du contrôle aérien pour faciliter son approche et son atterrissage.

On peut penser qu'il s'est d'abord attaché à faire face aux tâches de pilotage et de gestion de la panne du moteur. En effet, ses ressources intellectuelles et physiques devaient être mobilisées par :

- des efforts directement liés au pilotage de l'avion : l'avion avait un moteur en panne, le pilote devait donc déconnecter le pilote automatique en application de la procédure vue au paragraphe 1.16.5. Le pilotage manuel, avec une hélice droite qui n'était pas en drapeau, exigeait de sa part une vigilance soutenue sur le gauchissement et la direction - malgré la compensation, afin de maintenir

l'avion en ligne de vol. Ces efforts étaient rendus d'autant plus nécessaires que l'avion était lourd et peu stable puisque vraisemblablement centré au-delà de la limite arrière ;

- des efforts d'identification, traitement et résolution de la panne du moteur droit qu'il était seul à mener puisque aucun passager n'avait de compétence aéronautique connue.

Son inquiétude a dû s'accroître au fur et à mesure qu'il se rendait compte qu'il ne tenait pas le palier. Malgré une tentative infructueuse de redémarrage sous le FL 120, il a tardé à reconsidérer sa stratégie. Il a en effet confirmé une route directe pour Bordeaux.

Plusieurs facteurs ont conduit le pilote à changer de stratégie au cours de la descente et à choisir de se dérouter vers Limoges près de vingt minutes après avoir annoncé la panne du moteur :

- l'impossibilité de redémarrer le moteur droit malgré plusieurs tentatives ;
- l'impossibilité de tenir le palier en vol monomoteur après avoir passé le niveau de vol qu'il croyait pouvoir maintenir ;
- le franchissement en descente du niveau de sécurité donné par le contrôle (FL 70) ;
- peut-être la faiblesse de la vitesse sol de l'avion qui ne lui permettait pas de parcourir une grande distance, le pilote a d'ailleurs confirmé que le GPS de bord lui indiquait une vitesse sol de 75 kt. A titre de comparaison, le radar indique à ce moment des valeurs de 70 ou 80 kt.

Cette décision de rejoindre Limoges est tardive. Depuis l'annonce de la panne, l'avion avait perdu une grande partie de son altitude et donc une grande partie de ses ressources en énergie potentielle. Sa marge par rapport au sol était d'autant plus réduite qu'à cause du vent de face (30 kt), sa pente de descente sol était nettement plus élevée que sa pente de descente air, matérialisée par l'indication du variomètre.

Le pilote devait désormais gérer une situation d'urgence. L'avion continuait à descendre avec un taux de chute de six à sept cents pieds par minute et volait désormais dans une région vallonnée et dont les sommets étaient partiellement bouchés. Le pilote savait qu'il devrait passer sous la couche nuageuse avec peu ou aucune marge vis-à-vis des obstacles.

La vue du sol a été acquise à environ une hauteur de 1 000 pieds, elle a été associée presque immédiatement à la perte du contact radar. Les conditions de visibilité étaient médiocres : la visibilité horizontale ne dépassait pas trois kilomètres sous la bruine et réduisait d'autant les capacités du pilote à appréhender le relief environnant. Lorsqu'il est passé sous la couche nuageuse, il s'est rendu compte qu'il ne pourrait pas poursuivre à ce cap. Il a alors décidé de prendre un cap résolument nord qui l'éloignait du terrain de Limoges vers lequel néanmoins il souhaitait se rendre. Les témoignages indiquent que dans la dernière minute l'avion a cheminé dans une vallée entre deux collines boisées.

2.5. L’accident

L'observation du site n'a pas mis en évidence de traces de frottement au sol avant l'impact final. Il n’a pas été possible de déterminer si les volets étaient sortis et, si oui, quel était le braquage. L'épave est concentrée dans un volume correspondant aux dimensions de l'avion. L'observation indique qu'au moment de l'impact l'avion était légèrement incliné sur la droite. Les traces des bords d'attaque des ailes nettement enfoncées dans le sol et les ruptures de la partie arrière du fuselage indiquent qu’il a heurté le sol avec une forte vitesse verticale et une faible vitesse horizontale. Toutes ces constatations permettent de conclure qu’il ne s'agissait pas d'une tentative d’atterrissage forcé mais d’une perte de contrôle.

L'origine de cette perte de contrôle est difficile à déterminer : soit une perte de contrôle en lacet et en roulis à une vitesse proche de la V_{mca} soit un décrochage en vol rectiligne. On peut privilégier la première hypothèse :

- d’une part parce que la vitesse réelle minimale de contrôle air dans les conditions du vol était en réalité légèrement supérieure à la valeur de 80 kt donnée au paragraphe 1.16.5 avec une hélice arrêtée, et était donc d’autant plus pénalisante pour le pilote.
- d’autre part parce que l’avion s’est vraisemblablement incliné à droite dans les dernières secondes de vol (de trente degrés d’après un témoin situé à cinq cents mètres du lieu de l’accident), donc du côté de l’hélice arrêtée, ce qui rendait d’autant plus difficile le contrôle de l’avion.

En l’absence de traces ou de contact avec les arbres environnants, il est probable que la perte de contrôle a eu lieu à basse hauteur.

2.6. Analyse du comportement du pilote

Compte tenu du profil du pilote, instructeur et pilote de ligne, et de son expérience globale, il est surprenant de constater que la panne mécanique d'un moteur sur un avion bimoteur à hélices a eu pour conséquence la perte de l'avion. On peut avancer quelques explications :

- Le pilote ne s’est pas rendu compte de l’origine singulière de la panne du moteur. Dans une situation plus classique, telle qu’une panne d’alimentation carburant ou une panne d’huile, l’hélice aurait été capable de tourner en moulinet ce qui aurait été suffisant pour assurer le calage au drapeau de l’hélice.

- Le pilote avait l’habitude de piloter des avions à réacteurs très performants (Falcon 20 de la société Jetcom S.A.) dans le cadre de ses activités professionnelles. Il avait relativement peu d’heures de vol sur le Cessna 421 : une moyenne de 25 heures environ par an dont la moitié en tant qu'instructeur. Pour traiter la panne du moteur droit, il a appliqué une stratégie qui supposait l’existence d’abord d’une altitude de redémarrage du moteur puis celle d’une altitude de maintien de palier. Il transposait ainsi ce qu’il aurait pu faire s’il avait piloté un avion équipé de réacteurs. Mais, le fonctionnement et les

performances du Cessna 421 en sont très différents. De plus, aucune des simulations de panne moteur qu'il avait exécutées ou commandées en entraînement ou en instruction n'était comparable à la rupture mécanique du vilebrequin. Cette panne singulière, qui a rendu impossible le calage de l'hélice en drapeau, a affecté les performances de l'avion au point d'interdire la poursuite du vol. L'idée d'une altitude où l'on pouvait redémarrer le moteur ou même maintenir le palier était donc une idée fausse.

- La décision de poursuivre si longtemps le vol vers Bordeaux et le choix tardif de déroutement vers Limoges ont peut-être été également motivés par le désir de parvenir à destination. Le pilote, en raison de la nature et du contexte du vol, s'est d'abord fixé à l'objectif de réussir la mission, c'est-à-dire d'arriver à destination, vis-à-vis de passagers qui pour certains étaient des clients de la société Jetcom S.A. et auprès desquels il jouissait d'une solide réputation professionnelle.

2.7. Analyse du contexte de l'exploitation

Même si aucun élément de l'enquête n'a établi que le vol Genève - Bordeaux était entrepris dans le cadre d'un vol rémunéré, certains éléments montrent que le Cessna 421 C HB-LRX avait parfois servi au transport payant de passagers. Cet emploi de l'avion n'était pas autorisé puisque l'avion était enregistré à l'OFAC comme avion exploité pour des vols privés. Le contrôle de l'application de la réglementation opérationnelle aurait été suffisant pour corriger rapidement ces dysfonctionnements. Cette utilisation, peut-être seulement occasionnelle, était néanmoins décelable dans la mesure où, par exemple, le Cessna 421 C HB-LRX était inscrit dans la flotte commerciale de la société Jetcom S.A. publiée dans le JP airline-fleets international, revue non contractuelle et non officielle mais qui à certains égards constitue un document de référence.

Au-delà de l'écart par rapport au respect de la réglementation opérationnelle du transport public qui garantit un niveau de sécurité minimum, la question de la sécurité des passagers est posée. Les entreprises qui louaient le Cessna 421 n'avaient pas de raison de douter que le niveau de sécurité de cet avion dans cette exploitation était comparable par exemple à celui des Falcon 20 également exploités par Jetcom S.A.. On ne peut pas exclure que les participants au séminaire de Bordeaux aient cru que l'emploi d'un avion occasionnellement loué par des sociétés en usage commercial garantissait un certain niveau de prestations mais aussi la sécurité du vol.

3 - CONCLUSIONS

3.1. Faits établis par l'enquête

- Le pilote était titulaire des titres nécessaires à l'exécution du vol projeté.
- L'avion n'avait pas subi d'incident significatif depuis son importation en Suisse en 1992, à l'exception d'un choc de l'hélice gauche en janvier 1993 qui avait entraîné la dépose et le remplacement du moteur et de l'hélice. Le carnet de l'avion prenait bien en compte le changement d'hélice mais le livret de l'hélice gauche ne correspondait pas à l'hélice installée.
- L'avion avait décollé en légère surcharge et était centré au-delà de la limite arrière.
- Une rupture du vilebrequin du moteur droit s'est produite alors que l'avion croisait au niveau de vol 200. Elle résulte d'une crique qui s'était développée sur le maneton n° 5.
- Cette rupture a entraîné un freinage de l'hélice qui l'empêchait de tourner en moulinet et ne permettait pas de redémarrer le moteur.
- En dessous de six cents tours par minute, le système de régulation ne permet plus de caler l'hélice en drapeau.
- Dans les conditions de la panne du moteur droit, l'avion n'était pas en mesure de tenir le palier à quelque niveau de vol que ce soit.
- Le pilote a d'abord pensé pouvoir redémarrer le moteur au-dessous du niveau 100 et n'a pas jugé nécessaire de se dérouter.
- Après quinze minutes de descente et alors que l'avion venait de passer le niveau 75, le pilote a finalement décidé de se dérouter à destination de l'aérodrome de Limoges.
- Au moment de la décision de déroutement, l'avion était trop bas pour rejoindre Limoges compte tenu du taux de descente induit par le blocage de l'hélice droite.
- Le pilote a acquis la vue du sol à environ mille pieds de hauteur au moment où le contrôleur perdait le contact radar.
- Le site de l'accident et la concentration de l'épave indiquent une perte de contrôle à basse hauteur

3.2. Cause probable

L'accident résulte de la gestion inappropriée du vol à la suite du blocage d'une hélice en position intermédiaire après la rupture du vilebrequin. Cette gestion inappropriée est due :

- au manque relatif d'expérience du pilote sur ce type d'avion ;
- à son idée fausse sur les performances de l'avion et sur l'existence d'une altitude de maintien de palier avec une hélice non passée en drapeau et un avion lourd ;
- à ses stratégies erronées successives, d'abord de poursuite du vol puis d'atterrissage à Limoges alors que l'altitude de l'avion ne le permettait plus.

L'absence de consignes sur l'inspection par une méthode fiable de détection de criques des vilebrequins installés sur les moteurs GTSIO-520 a été un facteur contributif.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

1 - La rupture du vilebrequin, avarie rare mais imprévisible, peut empêcher de passer l'hélice en drapeau sur Cessna 421 et entraîner l'impossibilité du vol en palier. Il est donc souhaitable que les pilotes soient mis en garde contre la poursuite du vol avec une hélice bloquée.

De plus, cet accident a montré qu'il était possible dans certains cas de rupture de vilebrequin qu'une tentative de redémarrage du moteur conduise à l'impossibilité de repasser par la suite l'hélice en drapeau. Il est donc souhaitable de considérer cette éventualité dans le cas d'une panne moteur loin de tout aérodrome, comme par exemple lors d'un survol maritime ou de zone inhospitalière, car un atterrissage forcé hors aérodrome serait dans ce cas inévitable.

Par ailleurs, comme de nombreux systèmes de régulation d'avions bimoteurs à pistons fonctionnent selon le même principe que celui du Cessna 421, ces mesures devraient être étendues à ces avions.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que la FAA demande à Cessna une modification des procédures d'urgence des Cessna 421 pour prendre en compte dans toutes les phases de vol l'éventuelle impossibilité de tenir le palier en cas de blocage d'une hélice et préciser la conduite à tenir dans ce cas.**

- **que la FAA demande à Cessna une modification des procédures de redémarrage d'un moteur sur Cessna 421 pour permettre au pilote de déterminer au préalable les conditions de poursuite du vol en cas de blocage de l'hélice.**

- **que la FAA et les autres autorités responsables de la certification de type des avions bimoteurs à pistons étendent ces mesures à tous les avions pourvus de systèmes de régulation d'hélice de même conception.**

2 - L'enquête a montré que l'absence d'inspection pendant dix ans n'avait pas permis de déceler la crique à l'origine de la fissuration d'un maneton puis de la rupture du vilebrequin. Un incident très semblable est survenu sur un moteur de même type en septembre 1997 en Grande Bretagne, et l'enquête sur cet incident a également conclu à l'insuffisance de l'inspection magnétoscopique dans la détection de criques. Plus généralement, les inspections aux ultrasons de vilebrequins rendues obligatoires par deux consignes de navigabilité de la FAA ne concernaient pas les vilebrequins des moteurs de type GTSIO-520 installés sur les Cessna 421 et ne donnaient aucune butée calendaire pour l'inspection des autres moteurs.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que la FAA amende la consigne de navigabilité AD 97-26-17 afin de prendre en compte tous les vilebrequins des moteurs six cylindres TCM, y compris ceux installés sur les moteurs GTSIO-520 et afin de fixer un**

délai pour l'inspection des vilebrequins,

- **qu'à titre conservatoire et en liaison avec les JAA, la DGAC prenne cette mesure dans le cadre de la CN 98-077-IMP(A).**

3 - L'enquête a montré que le HB-LRX avait été occasionnellement exploité en transport payant de passagers. Les contrôles par l'OFAC n'avaient pas permis d'identifier et de corriger ce dysfonctionnement.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'OFAC et les JAA définissent des dispositions permettant de mieux contrôler l'application de la réglementation opérationnelle par les transporteurs aériens lorsque ceux-ci ont également d'autres types d'exploitation.**

Liste des annexes

ANNEXE 1
Transcription des radio communications

ANNEXE 2
Diagramme de masse et centrage

ANNEXE 3
Courbes de performances en exploitation monomoteur

FREQUENCE : 126,7 MHz

DE	HEURE	COMMUNICATIONS
HB-LRX	08 h 01 min 22 s	HRX Marseille HBLRX bonjour
Contrôle		RX bonjour
HB-LRX		En le niveau 120 pour euh en passant le 190 au cap 230
Contrôle		Reçu RX maintenez le cap 230 toujours vers 190 je vous rappelle
Contrôle	08 h 04 min 07 s	HRX climb flight level 2 0 0 proceeding to Lyon Clermont-Ferrand
HB-LRX		Lyon Clermont-Ferrand niveau 200 HRX
Contrôle	08 h 15 min 33 s	HRX poursuivez 200 2 0 0
HB-LRX		HRX autorisé niveau 200 pour euh Clermont-Ferrand
Contrôle	08 h 15 min 46 s	Et vous rappelez stable s'il vous plaît
HB-LRX		Vous rappelez stable HRX
Contrôle	08 h 16 min 47 s	HRX contactez Marseille 133 42 au revoir
HB-LRX	08 h 16 min 53 s	133 42 au revoir

FREQUENCE : 133,42 MHz

DE	HEURE	COMMUNICATIONS
HB-LRX	08 h 17 min 22 s	Marseille HBLRX bonjour
Contrôle		HBLRX bonjour montez le niveau 200 2 0 0 sur euh Clermont-Ferrand
HB-LRX	08 h 17 min 35 s	HRX niveau 200 sur Clermont-Ferrand
Contrôle	09 h 00 min 42 s	HRX contact Bordeaux control 1 3 3. 1 goodbye
HB-LRX		1 3 3 1au revoir Monsieur merci

FREQUENCE : 133,10 MHz

DE	HEURE	COMMUNICATIONS
HB-LRX	09 h 01 min 04 s	HBLRX bonjour niveau 200
Contrôle		HBLRX bonjour maintenez 200 direct LIBRU la 23 en service
HB-LRX		Directement LIBRU pour la 23 RX
HB-LRX	09 h 02 min 40 s	HRX on est prêt pour la descente
Contrôle		Qui c'est qui veut descendre ?
HB-LRX		HRX
Contrôle		Vous pouvez répéter qui c'est qui veut descendre ?
HB-LRX		HBLR X
Contrôle		R X maintenez flight level 200 je vous rappelle
HB-LRX		HRX
Contrôle	09 h 03 min 15 s	HRX vous remontez niveau 200 s'il vous plaît 2 0 0
HB-LRX		HRX on a une panne moteur il faut que je descende je dois

		absolument descendre je suis désolé
Contrôle		H R X vous affichez 7700 au transpondeur
HB-LRX		7700
Contrôle	09 h 03 min 40 s	R X vous passez quel niveau en descente ?
HB-LRX		185 pour euh (*) on va rétablir au 100 si possible pour remettre en route
Contrôle		Reçu RX
HB-LRX		RX
Contrôle	09 h 04 min 14 s	HRX vous contactez dès maintenant Bordeaux 127.67
HB-LRX		127.67 au revoir merci

FREQUENCE : 127,67 MHz

DE	HEURE	COMMUNICATIONS
Contrôle	09 h 05 min 10 s	HBLRX ?
HB-LRX		oui bonjour HRX
Contrôle		Bonjour vous avez un moteur en croix c'est ça ?
HB-LRX		oui pour remettre en route il faudrait descendre un petit peu
Contrôle		Pour l'instant qu'est-ce que vous demandez ?
HB-LRX		Je demande de continuer en direction de Velin pour Bordeaux
Contrôle		Ce que je peux vous suggérer c'est de faire une route sur Limoges initial et si vous avez des problèmes vous vous posez à Limoges peut -être
HB-LRX		Pour moi ça m'arrange mieux d'aller éventuellement jusqu'à Bordeaux
Contrôle		Oui je comprends bien mais pour l'instant Limoges est plus près vous n'avez aucun problème pour remettre en route le moteur vous confirmez ?
HB-LRX		Attendez encore un petit moment il faut déjà que je descende un tout petit peu c'est un peu haut là où on est
Contrôle		Pour l'instant vous faites une route magnétique 2 7 0 pour éviter une zone militaire si ça ne vous dérange pas la zone militaire vous pouvez la passer dans 20 nautiques
HB-LRX		HRX on prend le cap 2 70 et on est en descente à 500 pieds minute on passe le 160
Contrôle		Vous me tenez au courant si vous avez des problèmes
HB-LRX	09 h 06 min 07 s	On vous tient au courant HBLRX
Contrôle	09 h 06 min 55 s	RX pour mon information est-ce que sur un moteur vous tenez le palier ?
Contrôle	09 h 07 min 08 s	HBLRX ?
HB-LRX		oui allez y
Contrôle		J'aimerai savoir si sur un moteur vous arrivez à tenir le palier et à quel niveau vous pouvez le tenir
HB-LRX		et ben on peut tenir un palier à 8000 pieds sur un moteur
Contrôle		Reçu

Contrôle		Pour l'instant vous descendez sans restriction vers le niveau qui vous arrange et vous me rappelez
Contrôle	09 h 08 min 04 s	HRX pour information je vous signale une vitesse sol de 70 nœuds
HB-LRX		HRX oui merci
Contrôle	09 h 10 min 05 s	HLRX pour mon information vous êtes équipé d'un GPS ?
HB-LRX		Affirm on est équipé d'un GPS
Contrôle		OK d'accord
Contrôle	09 h 11 min 05 s	HRX vous avez essayé de redémarrer le moteur
HB-LRX		Oui on a essayé un coup… ça ne marchait pas
Contrôle		Vous avez une idée de la raison de la panne ?
HB-LRX		Pas encore non je suis en train de voir
HB-LRX	09 h 11 min 52 s	HRX vous pouvez me donner une dernière météo de Bordeaux s'il vous plaît
Contrôle		Je vous rappelle tout de suite
Contrôle	09 h 13 min 05 s	HRX vous pouvez faire route sur Bordeaux direct si ça vous intéresse on va négocier avec Mérignac à l' arrivée
HB-LRX		C'est gentil merci direct Bordeaux
Contrôle	09 h 13 min 40 s	HBLRX j'ai la dernière de 9 heure vous êtes prêt à copier ?
HB-LRX		Pas tout de suite un petit moment
HB-LRX	09 h 13 min 56 s	HRX… allez y
Contrôle		Alors Bordeaux à 9 heure le vent 220 degrés 12 nœuds la visibilité supérieure à dix avec few à 3000 pieds broken à 9000 les températures 17 degrés et 13 degrés le point de rosée le QNH est à 1021 et NOSIG
HB-LRX		HRX merci beaucoup
Contrôle		Vous êtes intéressés par la météo de Limoges éventuellement ?
HB-LRX		Allez y oui
Contrôle		On les appelle et je vous tiens au courant
Contrôle	09 h 15 min 20 s	HRX vous pensez descendre à quel niveau ?
HB-LRX		(*) est-ce que vous pouvez me donner le niveau de sécurité ? C'est le 50 par ici c'est juste ?
Contrôle		Je pense que 70 je peux vous donner ça sans restriction je regarde pour le reste
HB-LRX		Merci beaucoup
Contrôle	09 h 16 min 03 s	HRX vous êtes en vue du relief
HB-LRX		Pas encore je suis en train de rentrer dans une petite couche là
Contrôle		Pour moi 70 c'est bon Il n'y a pas de problème
HB-LRX		Merci beaucoup
Contrôle	09 h 16 min 35 s	HRX vous vérifiez quand même votre vitesse j'ai des vitesses assez faibles je sais pas si vous
HB-LRX		HRX oui j'ai ... 115 nœuds là maintenant
Contrôle		Moi j'ai des vitesses sol bon il y a peut-être le... le vent entre

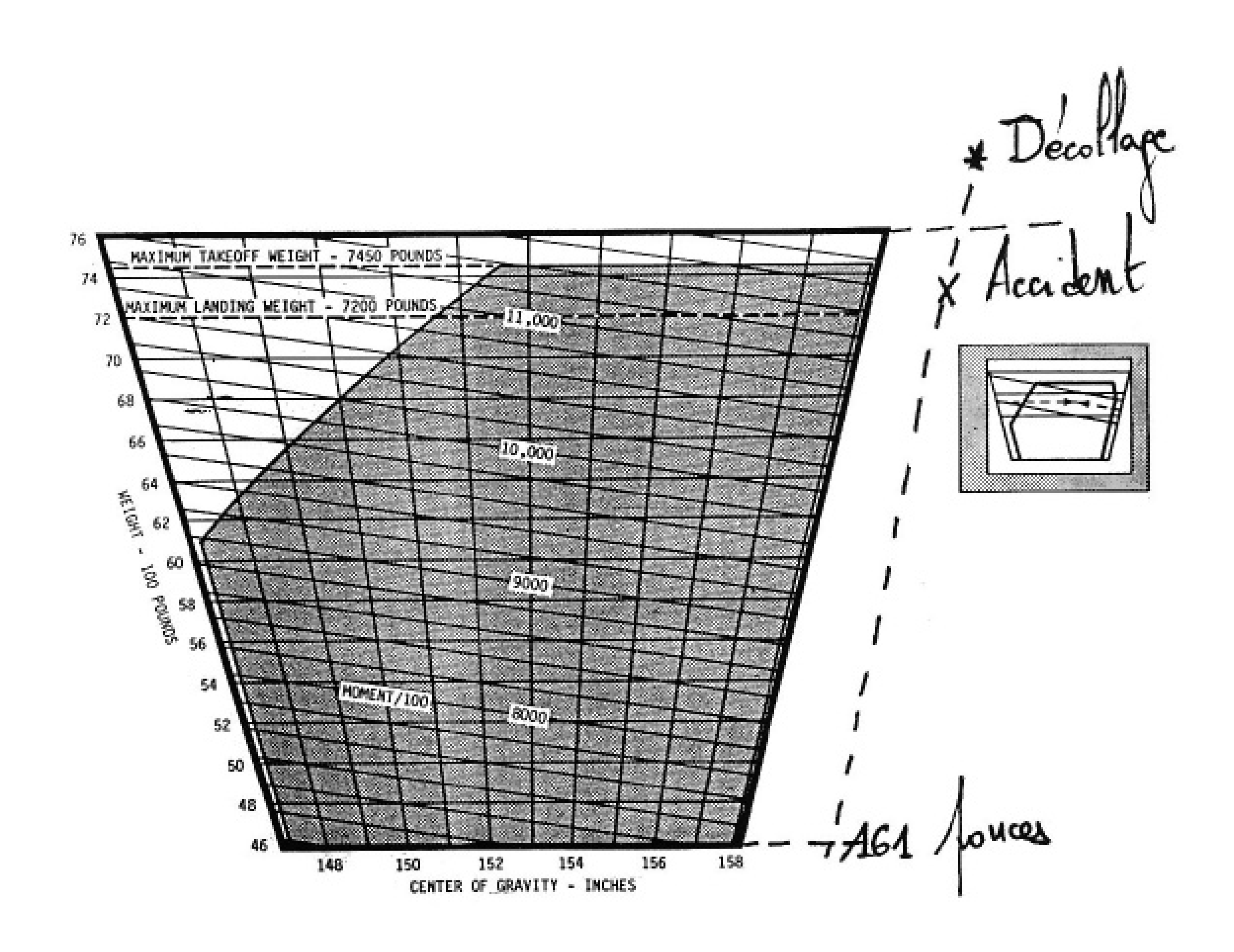
		70 et 100 nœuds
HB-LRX		C'est exact GPS ça donne 75 nœuds
Contrôle	09 h 17 min 47 s	HRX vous arrivez à tenir le palier maintenant ?
HB-LRX		Oui ça devrait tout juste aller maintenant
Contrôle		Ok et toujours pas de démarrage en vue ?
HB-LRX		Non pour le moment pas on a le... c'est un peu bloqué alors je peux pas démarrer pour le moment
HB-LRX	09 h 18 min 32 s	HRX je peux pas tenir le niveau il faudra que je descende quand même est-ce que vous pouvez me dire pour Limoges combien de distance on a pour Limoges ?
Contrôle		Je vous rappelle
Contrôle	09 h 18 min 46 s	Limoges c'est à une distance de 38 à 40 nautiques avec un cap de 2 7 0 vous pouvez le brancher au GPS
HB-LRX		Oui je vais le faire tout de suite
Contrôle		Pour moi il y a également Ussel qui est à proximité c'est un terrain un peu plus petit mais je pense qu'il n'y a pas de problème avec un Cessna 4 21
HB-LRX		Non on va essayer d'aller à Limoges Vous me donnez le code à quatre lettres encore de Limoges s'il vous plaît
Contrôle		Vous rentrez LFBL
HB-LRX		LFBL merci
Contrôle	09 h 19 min 31 s	HBLRX il n'y a pas de problème de givrage ?
HB-LRX		Non merci
Contrôle		Vous pouvez me confirmer lorsque vous sortirez de la couche ?
HB-LRX		Affirm
HB-LRX	09 h 19 min 51 s	Vous confirmez 2 7 0 à 42 nautiques pour Limoges ?
Contrôle		Oui j'ai pas la position exacte du terrain mais c'est à peu près ça oui
HB-LRX		Merci beaucoup
Contrôle		Vous avez pu l'afficher sur le GPS ?
HB-LRX		Tout à fait
Contrôle	09 h 20 min 40 s	HBLRX ?
HB-LRX		Oui allez y
Contrôle		Oui c'est pas terrible il y a 7 kilo de visi c'est la piste 22 le vent 230 degrés 11 nœuds et avec rafale à 16 nœuds et broken à 300 pieds 1019 le QNH
HB-LRX		HRX merci
Contrôle		Vous pensez pouvoir faire un ILS ou ça vous paraît impossible ?
HB-LRX		Non.... pour une ILS je vais encore une fois voir si je peux tenir sur le moteur sinon on fera un ILS à Limoges
Contrôle		Dans ce cas je vous signale la balise d'arrivée c'est NOL
HB-LRX		HRX
Contrôle	09 h 21 min 24 s	HBLRX vous afficherez en prévoyant la fréquence de Limoges

		119.2 et je vous transférerai avec Limoges dès que possible
HB-LRX		119.2 pour Limoges HRX
Contrôle	09 h 21 min 58 s	HRX toujours dans la couche ?
Contrôle	09 h 22 min 08 s	HBLRX ?

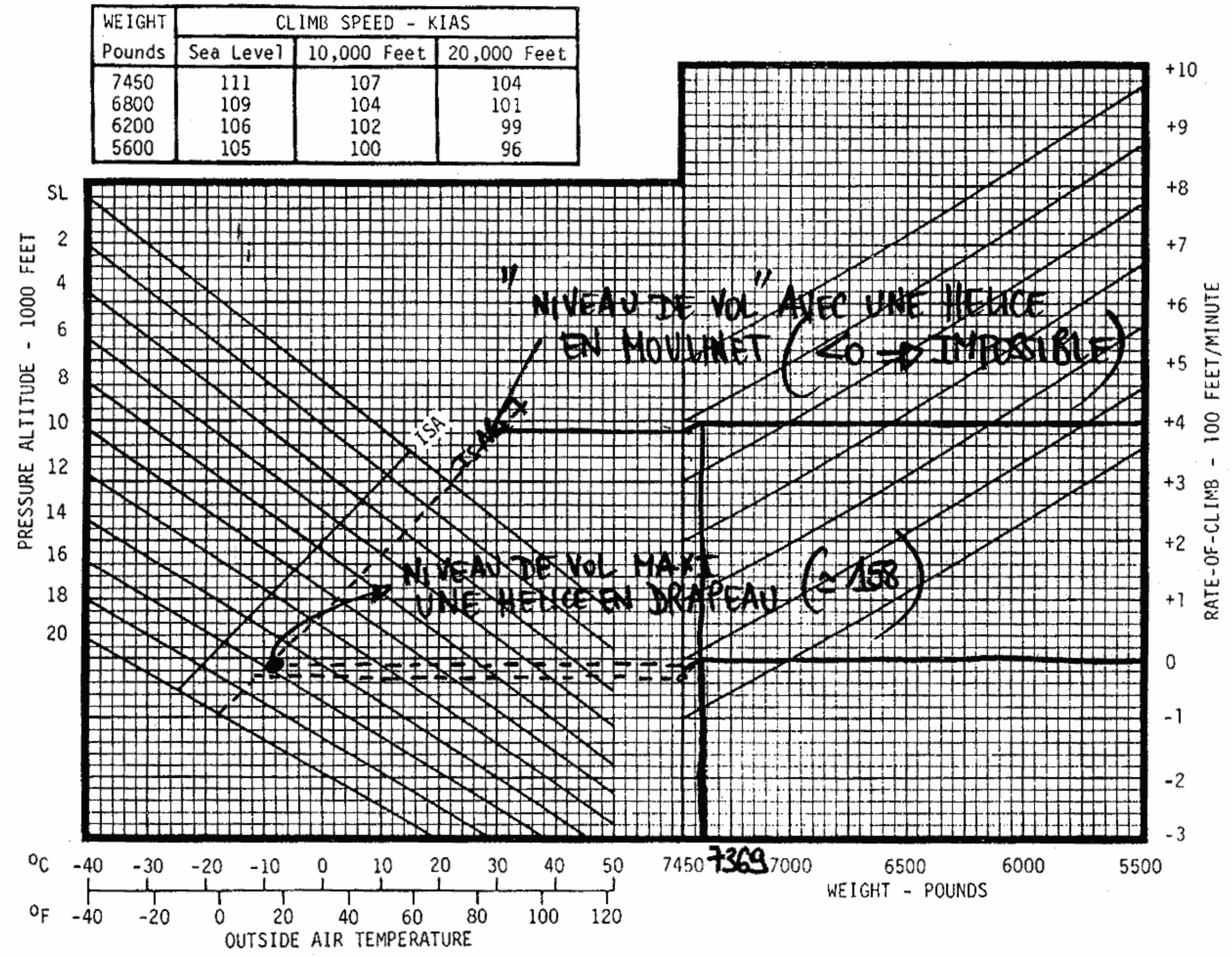
FREQUENCE : 119,2 MHz

DE	HEURE	COMMUNICATIONS
HB-LRX	09 h 22 min 57 s	quand on redescend H RX on est obligé de continuer à descendre un peu parce que l'hélice est bloquée... on ne peut plus la mettre en drapeau alors...
HB-LRX	09 h 23 min 02 s	Est-ce que vous pouvez me donner encore une sécurité là?
Contrôle	09 h 23 min 15 s	…X Bonjour là descendez 4000 pieds au QNH 1019 et pas plus bas… j'ai le contact radar
HB-LRX	09 h 23 min 21 s	RX 1019 à 4000 pieds
HB-LRX	09 h 23 min 41 s	RX la fréquence de l'ILS éventuellement ?
Contrôle	09 h 23 min 46 s	RX vous pouvez répéter ?
HB-LRX	09 h 23 min 50 s	La fréquence de l'ILS s'il vous plaît
Contrôle	09 h 23 min 56 s	109.3 1 0 9 . 3
HB-LRX	09 h 23 min 57 s	109.3 merci!
Contrôle	09 h 24 min 01 s	Fréquence de N0L 339
HB-LRX	09 h 24 min 10 s	RX... ne peux pas tenir les 4000 pieds est-ce que vous continuez la descente
Contrôle	09 h 24 min 16 s	Quelles sont vos conditions... RX
HB-LRX	09 h 24 min 24 s	Oui... HRX J'ai de la peine à tenir les 4000 pieds… est-ce que vous pouvez me donner une autre altitude s'il vous plaît ?
Contrôle	09 h 24 min 25 s	Je vous rappelle
Contrôle	09 h 25 min 16 s	RX vous pouvez tenir jusqu'au 3500 pieds au QNH ?
HB-LRX	09 h 25 min 20 s	RX négatif pour le moment je n'arrive pas à tenir 3500 pieds
Contrôle	09 h 25 min 28 s	reçu... vous pensez tenir combien ?
Contrôle	09 h 25 min 33 s	Vous êtes en vue du sol RX ?
Contrôle	09 h 25 min 48 s	RX vous êtes en vue du sol ?
Contrôle	09 h 26 min 19 s	H ... RX Limoges
HB-LRX	09 h 26 min 55 s	RX vue du sol ... mais je ne pense pas que l'on arrivera à passer par là. est-ce que vous avez contact radar pour nous ?
Contrôle	09 h 26 min 57 s	Négatif on vient de perdre contact radar
HB-LRX	09 h 27 min 02 s	RX
Contrôle	09 h 27 min 13 s	RX vos intentions ?
HB-LRX	09 h 27 min 32 s	*Oui RX je suis au cap 350 pour passer à... je suis au dessous du relief là j'arrive à tenir tout juste 2500 pieds… et est-ce que vous avez une distance pour Limoges ? J'ai 36 nautiques pour le moment je vais essayer de rejoindre mais je vous tiens au courant je suis au dessous de la couche*
Contrôle	09 h 27 min 50 s	Reçu donc au dessus de la couche... j'ai eu un dernier contact

		radar àenviron 28 nautiques en route sur Limoges et donc là je vérifie aux cartes VFR les obstacles qui sont situés dans votre région à2700 pieds au QNH... obstacles max que je vois donc au nord du lac de Vassivière
HB-LRX	09 h 27 min 52 s	RX
Contrôle	09 h 28 min 43 s	RX vous avez une distance LMG
Contrôle	09 h 28 min 53 s	H RX vous faites route vers NOL ?
Contrôle	09 h 29 min 18 s	H RX sur la fréquence ?
Contrôle	09 h 29 min 55 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 30 min 19 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 30 min 48 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 31 min 44 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 32 min 08 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 33 min 24 s	HBLRX Limoges!
Contrôle	09 h 34 min 30 s	HBLRX Limoges!


MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT - 7450 POUNDS
MAXIMUM LANDING WEIGHT - 7200 POUNDS
11,000
10,000
9000
8000
MOMENT/100
WEIGHT - 100 POUNDS
76
74
72
70
68
66
64
62
60
58
56
54
52
50
48
46
148
150
152
154
156
158
CENTER OF GRAVITY - INCHES
* Décollage
X Accident
161 pouces

RATE-OF-CLIMB - SINGLE ENGINE



WEIGHT Pounds	CLIMB SPEED - KIAS Sea Level	10,000 Feet	20,000 Feet
7450	111	107	104
6800	109	104	101
6200	106	102	99
5600	105	100	96

CONDITIONS:
1. 2235 RPM and 39.0 Inches Hg. to 20,000 Feet. Use Placarded Manifold Pressure Above 20,000 Feet.
2. Mixture - CHECK Fuel Flow In the White Arc.
3. Landing Gear - UP.
4. Wing Flaps - UP.
5. Inoperative Propeller - FEATHERED.
6. Wings Banked 5° Toward Operative Engine With Approximately 1/2 Ball Slip Indicated on the Turn and Bank Indicator.
7. Cowl Flaps - CLOSED on Inoperative Engine (If Installed).

NOTE: Approximate Effect of Configuration on Single-Engine Rate-of-Climb.

Subtract values listed below from value obtained in above graph. Effects for a combination of gear, flap or windmilling propeller may be obtained by adding the effects for each.

Inoperative Engine Windmilling	400 Ft/Min
Gear Down	350 Ft/Min
Flaps Down 15°	200 Ft/Min
Flaps Down 45°	800 Ft/Min